



VYSOKÉ UČENÍ TECHNICKÉ V BRNĚ

BRNO UNIVERSITY OF TECHNOLOGY

FAKULTA STROJNÍHO INŽENÝRSTVÍ

FACULTY OF MECHANICAL ENGINEERING

LETECKÝ ÚSTAV

INSTITUTE OF AEROSPACE ENGINEERING

**NÁVRH SACÍHO KANÁLU TURBÍNOVÉHO MOTORU V
PROVEDENÍ NACA VSTUP**

DESIGN OF TURBINE ENGINE INLET IN NACA-DUCT CONFIGURATION

DIPLOMOVÁ PRÁCE

MASTER'S THESIS

AUTOR PRÁCE

AUTHOR

Bc. Viktor Babinec

VEDOUCÍ PRÁCE

SUPERVISOR

Ing. Petr Doupník, Ph.D.

BRNO 2018

Zadání diplomové práce

Ústav: Letecký ústav
Student: **Bc. Viktor Babinec**
Studijní program: Strojní inženýrství
Studijní obor: Stavba letadel
Vedoucí práce: **Ing. Petr Doupník, Ph.D.**
Akademický rok: 2017/18

Ředitel ústavu Vám v souladu se zákonem č.111/1998 o vysokých školách a se Studijním a zkušebním řádem VUT v Brně určuje následující téma diplomové práce:

Návrh sacího kanálu turbínového motoru v provedení NACA vstup

Stručná charakteristika problematiky úkolu:

Sací kanál turbínového motoru musí zajistit dostatečný přívod vzduchu s minimálními ztrátami, jež ovlivňují výkonové parametry motoru a s minimální distorzí proudu před vstupem do kompresoru, která má vliv na rozsah jeho stabilní práce. Při návrhu sacího kanálu je tedy nutné zohlednit nejen jeho vnější aerodynamiku (poloha vstupního hrdla, možná interakce s ostatními částmi draku), ale i aerodynamiku vnitřní. U bezpilotních létajících prostředků bývá proudový motor často umístěn uvnitř trupu a proto je při návrhu sacího kanálu nutné se zaměřit i na jeho vnitřní aerodynamiku. Z důvodu minimalizace čelní plochy a celkové odporu takového bezpilotního prostředku se v řadě případů používá kanál sání v provedení NACA vstup.

Cíle diplomové práce:

- 1) Rešerše létajících prostředků, jež využívají NACA vstup pro přívod vzduchu k pohonné jednotce.
- 2) Rozbor vnější aerodynamiky NACA vstupu – optimální průřez, umístění na trupu, možná interakce s ostatními částmi draku, apod.
- 3) Rozbor vnitřní aerodynamiky NACA vstupu s ohledem na zajištění nízkých tlakových ztrát a distorzí proudu před vstupem do kompresoru.
- 4) Zpracování obecné metodiky návrhu optimálního NACA vstupu. Sada doporučení, jež bude možné využít při návrhu vstupu podobné konfigurace. (Mělo by být těžištěm práce.)
- 5) Návrh kanálu sání v provedení NACA vstup pro typickou zástavbu motoru umístěného uvnitř trupu létajícího prostředku.
- 6) CFD analýza navrženého kanálu sání a zhodnocení výsledků s ohledem na tlakové ztráty a distorze proudu, případná optimalizace.

Seznam doporučené literatury:

HOERNER, S. F., Fluid-Dynamic Drag: Practical Information on Aerodynamic Drag and Hydrodynamic Resistance, Self-published work, Washington, 1965.

MOSSMAN, E., RANDALL, L. M., An experimental investigation of the design variables for NACA, NACA Research Memorandum No. A7I30, 1948.

Termín odevzdání diplomové práce je stanoven časovým plánem akademického roku 2017/18

V Brně, dne

L. S.

doc. Ing. Jaroslav Juračka, Ph.D.
ředitel ústavu

doc. Ing. Jaroslav Katolický, Ph.D.
děkan fakulty

ABSTRAKT

Táto diplomová práca sa zaoberá návrhom a aerodynamickou analýzou subsonického vstupného ústrojenstva v prevedení NACA vstup pre prúdový motor osadený v bezpilotnom prostriedku. Súčasťou práce je teoretický rozbor NACA vstupu, na ktorého základe je vytvorená metodika návrhu sacieho kanálu s týmto vstupom. Získané znalosti sú použité pri vytvorení sacieho kanálu pre zadaný bezpilotný prostriedok, ktorý je podrobený CFD analýze. Pri vyhodnotení je braný do úvahy vplyv deflektorov a výsledky sú porovnané so sacím kanálom typu S-duct. Navrhnuté vstupné ústrojenstvo pri použití deflektorov spĺňa kritérium distorzie DC_{60} pre všetky zadané prípady a podmienku tlakových strát pre prípady pri nižších rýchlostiach. Na základe zistených výsledkov, odporúčaná aplikácia je pre lietadlo vystavené optimálnym návrhovým podmienkam po väčšinu charakteristickej misie.

KLÍČOVÁ SLOVA

NACA vstup, sací kanál, turbínový motor, tlaková premena, tlakové straty, distorzia prúdenia, deflektory, Computational Fluid Dynamics, CFD

ABSTRACT

This master thesis is focused on design and aerodynamic analysis of subsonic turbine engine inlet in NACA duct configuration for unmanned aircraft. The first part of this paper is methodics for design considerations for NACA duct, which is based on theoretical analysis of this type of inlet. The acquired knowledge is used to design an inlet for the specified unmanned aircraft that is subject of CFD analysis. The impact of deflectors is considered in the evaluation and the solution is compared to the S-duct inlet. The proposed inlet with deflectors meets DC_{60} distortion criterion for all specified cases and the pressure losses requirements are met for lower velocities. Based on the results, the recommended application is for aircraft that flies in optimal design conditions for most of the mission.

KEYWORDS

NACA duct, inlet, jet engine, pressure recovery, total pressure loss, flow distortion, deflectors, Computational Fluid Dynamics, CFD

BIBLIOGRAFICKÁ CITACE

BABINEC, V. *Návrh sacího kanálu turbínového motoru v prevedení NACA vstup*. Brno: Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství, 2018. 98 s. Vedoucí diplomové práce Ing. Petr Doupník, Ph.D.

ČESTNÉ PROHLÁŠENÍ

Prehlasujem, že diplomová práca na tému *Návrh sacího kanálu turbínového motoru v provedení NACA vstup* je mojim pôvodným dielom. Spracoval som ju samostatne pod vedením Ing. Petra Doupníka, Ph.D a s použitím odbornej literatúry a zdrojov uvedených v zozname použitých informačných zdrojov.

V Brne:

Dátum

.....

Viktor Babinec

PODĚKOVÁNÍ

Týmto by som rád poďakoval vedúcemu mojej diplomovej práce Ing. Petrovi Doupníkovi za užitočné rady a odbornú pomoc pri tvorbe výpočtovej siete a CFD analýze. Zároveň ďakujem za možnosť rozšíriť svoje znalosti v oblasti aerodynamiky a počítačových simulácií Computational Fluid Dynamics (CFD). Veľká vďaka patrí aj Ing. Janovi Hlouškovi z PBS Veľká Bíteš za cenné rady z praxe.

OBSAH

Obsah.....	11
Úvod.....	13
1. Vstupné ústrojenstvo	14
1.1. Rozdelenie vstupného ústrojenstva	14
1.2. Subsonické vstupné ústrojenstvo	15
1.3. Integrácia pohonnej jednotky	16
1.3.1. Umiestnenie na krídle.....	16
1.3.2. Umiestnenie na trupe.....	18
1.4. Zhodnotenie efektivity vstupného ústrojenstva	20
1.4.1. Podmienka maximálnej tlakovej straty	20
1.4.2. Kritérium DC60.....	21
1.4.3. Dynamická distorzia.....	23
2. NACA vstup.....	25
2.1. Teória NACA vstupu.....	26
2.1.1. Chovanie sa medznej vrstvy.....	27
2.1.2. Zhodnotenie tlakových strát	28
2.1.3. Vplyv zmeny hmotnostného prietoku	29
2.2. Lietajúce prostriedky s NACA vstupom	30
3. Rozbor aerodynamiky vstupného ústrojenstva s NACA vstupom.....	35
3.1. Rozbor vonkajšej aerodynamiky	35
3.1.1. Poloha od začiatku trupu	35
3.1.2. Umiestnenie na trupe.....	36
3.1.3. Interakcie s okolitou geometriou.....	38
3.2. Rozbor vnútornej aerodynamiky	38
3.2.1. Sací kanál	39
3.2.2. NACA vstup.....	41
3.2.3. Možnosti vylepšenia výkonov.....	42
4. Metodika návrhu vstupu vzduchu do motora	45
5. Návrh vstupného ústrojenstva	50
5.1. CAD model.....	51
5.1.1. Stanovenie prierezov kanála.....	52
5.1.2. Návrh NACA vstupu	53
5.1.3. Deflektory.....	54
5.1.4. Úprava geometrie	54
5.1.5. Doména Fluid.....	55

5.1.6.	Plochy na vyhodnotenie výsledkov	56
5.1.7.	Finálna geometria	58
5.2.	CFD model	59
5.2.1.	Import geometrie	59
5.2.2.	Výpočtová sieť	60
5.2.3.	Nastavenie riešiča	67
5.2.4.	Výpočtové prípady	69
5.2.5.	Premennivé parametre	70
5.3.	Vyhodnocovanie výsledkov	71
6.	Zhodnotenie	73
6.1.	Vyhodnotenie prúdenia	73
6.2.	Tlakové straty	75
6.3.	Kritérium distorzie DC_{60}	79
6.4.	Zhodnotenie funkcie deflektorov	82
6.5.	Porovnanie so vstupným ústrojenstvom typu S-duct	84
	Záver	87
	Zoznam použitej literatúry	89
	Zoznam použitých skratiek a symbolov	91
	Zoznam obrázkov	93
	Zoznam tabuliek	96
	Doplňujúce zadanie	97

ÚVOD

Sací kanál turbínového motora je dôležitou súčasťou pohonného ústrojenstva každého letúnu osadeného turbínovými motormi. Jeho design a umiestnenie nielenže výrazne ovplyvňuje výkonové parametre motora, ale aj ovplyvňuje celkové vlastnosti letúnu. Hlavnou úlohou sacieho ústrojenstva je zaistiť dostatočný prívod vzduchu do motora s minimálnymi stratami a minimálnou distorziou prúdu pred vstupom do kompresorovej časti motora, čo má vplyv hlavne na výkonové parametre motora a rozsah stabilnej práce motora. Dôraz sa kladie aj na čo najmenšie ovplyvnenie celkovej aerodynamiky lietadla a zároveň na dosiahnutie čo najmenšieho odporu vstupného ústrojenstva. Preto je pri návrhu sacieho kanála dôležité zohľadniť nielen vnútornú aerodynamiku kanála, ale aj vonkajšiu aerodynamiku zachycujúcu celý lietací prostriedok.

Trendom posledných rokov je rozvoj bezpilotných prostriedkov, či už v civilnej alebo armádnej sfére. Technologický rozvoj v tejto oblasti rozširuje bezpilotným prostriedkom ich oblasť použitia. Každá aplikácia má rozdielne nároky na pohonné ústrojenstvo, preto možno vidieť v bezpilotných prostriedkoch veľký rozsah použitých druhov pohonných ústrojenstiev. Jedným z možných variantov je osadenie lietajúceho prostriedku turbínovým motorom, čo je charakteristické hlavne pre aplikácie, kde je vyžadovaná vysoká rýchlosť letu. Pre takto osadené turbínové motory je jedna z typických zástavieb umiestnenie vo vnútri trupu lietajúceho prostriedku, čo si vyžaduje špecifické tvarovanie vstupného ústrojenstva. Niektoré aplikácie kladú najväčší dôraz na minimalizáciu čelnej plochy bezpilotného prostriedku. Najlepšie túto podmienku vystihuje vnorený NACA vstup, ktorý je z tohto dôvodu vybraný na podrobnejší rozbor v tejto diplomovej práci.

Hlavným ťažiskom tejto práce je vytvorenie sady odporúčaní a metodiku návrhu NACA vstupu pre bezpilotný prostriedok a ich následná integrácia do návrhu vstupného kanála pre predom stanovenú geometriu bezpilotného prostriedku. Zhodnotenie návrhu je následne vykonané pomocou výpočtu v CFD.

1. VSTUPNÉ ÚSTROJENSTVO

Turbínové motory inštalované v lietajúcom prostriedku musia byť osadené vstupom vzduchu a sacím kanálom, ktoré musia zabezpečiť dostatočný prísun vzduchu a optimálne podmienky pred kompresorovou časťou motora. Dôležitou vlastnosťou vstupného ústrojenstva je difúzia vzduchu z rýchlosti okolitého neovplyvneného prúdenia na rýchlosť požadovanú pred kompresorovou časťou motora, na ktorú sú navrhnuté komponenty prúdového motora. Pre dosiahnutie stabilnej práce motora vo veľkom rozsahu pracovných podmienok je dôležité dosiahnuť minimálne tlakové straty a minimálnu distorziu prúdu, čiže dosiahnuť čo najuniformnejšieho prúdenia. Časti vstupného ústrojenstva musia byť zároveň navrhnuté na presne stanovený hmotnostný prietok vzduchu potrebný na dosiahnutie difúzie s minimálnymi stratami a maximálnym zvýšením statického tlaku pri dosiahnutí čo najmenšieho vonkajšieho odporu vstupného ústrojenstva. Pre turbínové motory vzduch, vstupujúci do subsonického kompresora alebo fanu, musí mať Machovo číslo v rozmedzí 0,4 až 0,5 alebo menej. To platí aj v prípade supersonických lietajúcich prostriedkov [2][1].

Požiadavky kladené na vstupné ústrojenstvo[1][2][14]:

- Efektívna difúzia vzduchu s minimálnymi tlakovými stratami
- Minimálna distorzia vzduchu pred kompresorovou časťou motora
- Dosiahnutie dostatočného hmotnostného prietoku
- Maximálne zvýšenie statického tlaku
- Minimálny odpor vstupného ústrojenstva
- Malé zástavbové rozmery
- Malá hmotnosť
- Zabránenie vstupu cudzích častíc do motora a tvorby ľadu
- Jednoduchý prístup pre opravy a údržbu
- Minimálny klopiaci moment

Umiestnenie pohonnej jednotky má výrazný vplyv na celkovú koncepciu lietajúceho prostriedku. Vstupné ústrojenstvo podlieha vnútornému rozloženiu systémov v lietajúcom prostriedku. Preto inštalácia turbínového motora a tým pádom aj návrh vstupného ústrojenstva je väčšinou zabezpečená výrobcom lietajúceho prostriedku v blízkej spolupráci s výrobcom pohonnej jednotky.

Na vlastnosti vstupného ústrojenstva má výrazný vplyv aj jeho typ, ktorý delíme na:

- Subsonické alebo supersonické
- S pevnou alebo meniteľnou geometriou

Táto práca sa však zaoberá subsonickým vstupným ústrojenstvom s pevnou geometriou, preto sa supersonickými vstupmi a ani vstupmi s meniteľnou geometriou nebudeme ďalej zaoberať.

1.1. Rozdelenie vstupného ústrojenstva

Vstupné ústrojenstvo sa pre prehľadnenie jeho opisu a návrhu rozdeľuje podľa funkcie na tri základné časti:

- **Vstup vzduchu** – časť vstupného ústrojenstva pred najužším prierezom sacieho kanála. Jeho úlohou je poskytnúť stanovený hmotnostný prietok pri čo najlepších podmienkach prúdenia do sacieho kanála.

- **Sací kanál** – časť medzi vstupom vzduchu a samotným motorom. Navádza vzduch do motora a zároveň funguje ako difúzor, čiže premieňa kinetickú energiu na tlakovú. Vyžadované sú nízke tlakové straty a malé rozrušenie prúdu na vstupe do motora.
- **Vstupná časť motora pred kompresorom** – geometria tejto časti je vytvorená pri návrhu motora, pre čo najlepšiu funkciu kompresora a pre návrh vstupného ústrojenstva je fixná.

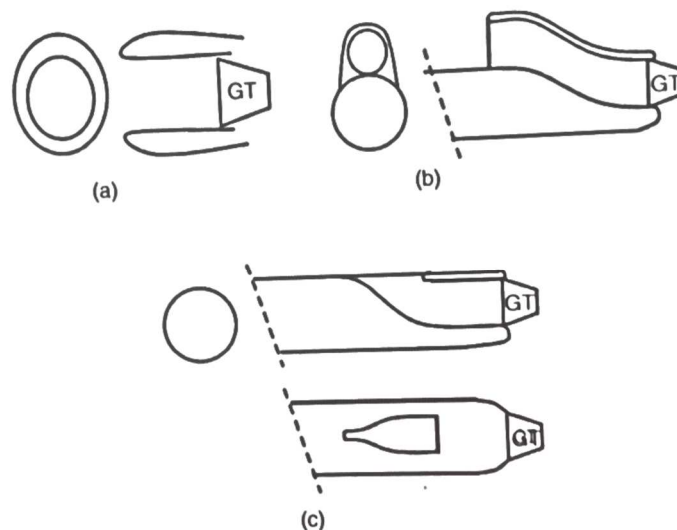
1.2. Subsonické vstupné ústrojenstvo

Subsonické vstupné ústrojenstvo je najviac rozšírené pre prúdové motory a motory typu turbofan poháňajúce väčšinu dnešných moderných civilných transportných lietadiel, či už osobných alebo nákladných. Charakteristickými črtami subsonického vstupného ústrojenstva sú hladké plochy s plynulými prechodmi a pomerne hrubý profil vstupu. Subsonické vstupy vzduchu majú väčšinou pevnú nemennú geometriu, aj keď pri niektorých motoroch s veľkým obtokovým pomerom sa používajú prídavné vstupné dvierka. Tieto dvierka sa otvárajú pri zvýšenom výkone motora pri nízkych rýchlostiach letu pre dosiahnutie vyššieho hmotnostného prietoku a tým pádom aj ťahu. Tieto požiadavky charakterizujú hlavne vzlet a stúpanie lietadla[1].

Väčšina vstupných ústrojenstiev novodobých lietadiel sú typu Pitot. Tento typ vstupu je charakteristický malými rozmermi, maximálnym využitím tlakovej premeny, minimálnou distorziou a minimálnymi stratami, či už z hľadiska tlakovej premeny alebo vplyvu medznej vrstvy. U turbovrtuľových motorov tieto vstupy naberajú na zložitosti. Avšak pri niektorých špeciálnych aplikáciách sa používajú aj iné typy vstupov.

Subsonické vstupy rozdeľujeme na tri základné typy znázornené na Obr. 1.1 [2]:

- Vstup typu Pitot (a)
- Integrovaný typ tvaru S: S-duct (b)
- Vnorený vstup vzduchu (c)



Obr. 1.1 Základné typy subsonických vstupov[2]

Vstupné ústrojenstvo typu Pitot usadené v gondole sa najbežnejšie používajú pri moderných dopravných lietadlách. Integrované typy tvaru S sa bežne používajú pri stíhacích lietadlách. Vnorené vstupy vzduchu nie sú veľmi rozšírené. Ich použitie je najbežnejšie hlavne

pri bezpilotných prostriedkoch a riadených strelách s plochou dráhou letu, ktoré vyžadujú minimálnu čelnú plochu alebo zníženú radarovú odrazivosť.

1.3. Integrácia pohonnej jednotky

Integrácia pohonnej jednotky je dôležitou súčasťou koncepčného návrhu lietajúceho prostriedku. Umiestnenie motora má výrazný vplyv na celkové aerodynamické vlastnosti letúnu. Závisí na nej aj druh vstupného ústrojenstva, ktorý môže byť použitý.

Najbežnejšie metódy integrácie pohonnej jednotky:

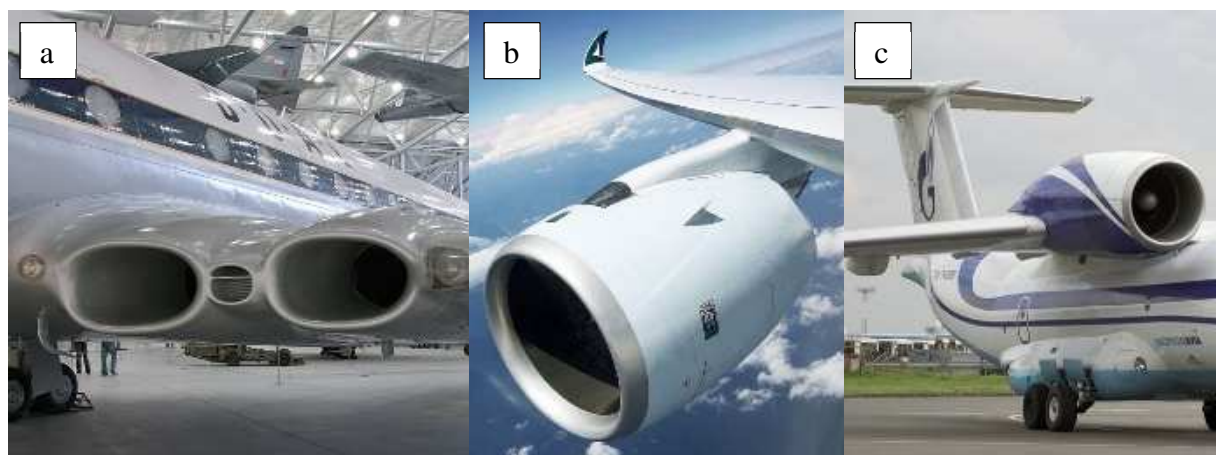
- Umiestnenie na krídle
- Umiestnenie v trupe

Každé umiestnenie má svoje výhody a nevýhody, ktoré ovplyvňujú ich použitie pre jednotlivé kategórie lietadiel

1.3.1. Umiestnenie na krídle

Pohonné ústrojenstvo môže byť inštalované na krídle v troch variantoch:

- V koreni krídla
- V gondole pod krídlom
- Nad krídlom



Obr. 1.2 Umiestnenie pohonnej jednotky na krídle: a) v koreni krídla, b) v gondole pod krídlom, c) nad krídlom[23]

Umiestnenie v koreni krídla

V tomto type je celé pohonné ústrojenstvo umiestnené v rámci krídla väčšinou v koreňovej časti. Tento typ sa využíval hlavne na prvých dizajnoch prúdových lietadiel, akými je napríklad DeHaviland Comet 4 na Obr. 1.2a. Vstupné ústrojenstvo tu býva najčastejšie v dvoch variantoch a to vstup typu Pitot s prevažne dlhším sacím kanálom a vnorený vstup vzduchu typu „flush“, ako je to v prípade lietadla Northrop Grumman B-2 Spirit na Obr. 1.3.



Obr. 1.3 Northrop Grumman B-2 Spirit so vstupom typu flush[17]

Tento typ umiestnenia má nasledujúce výhody[2]:

- Minimálny parazitický odpor
- Minimálna hmotnosť
- Nízky zatačavý moment v prípade výpadku pohonnej jednotky

Zároveň takto navrhnuté vstupné ústrojenstvo má rad ďalších nevýhod[2]:

- Obťažný prístup pri údržbe a opravách.
- Nemožnosť použitia klapiek v mieste výstupných trysiek z motora a tým pádom zníženie maximálneho koeficientu vztlaku C_{Lmax} pri vysunutých klapkách.
- Obťažná výmena pohonnej jednotky za iný typ, čo môže viesť až k prípadnému redizajnu celého krídla.
- Nižšia efektívnosť vstupného ústrojenstva ako v prípade inštalácie v gondole.
- Možná hrozba poškodenia štruktúry krídla v prípade poruchy turbínových alebo kompresorových lopatiek.

Umiestnenie v motorovej gondole pod krídlom

Ďalším typom umiestnenia pohonnej jednotky je umiestnenie v motorovej gondole pod krídlom, kde je motor prichytený ku krídlu pomocou pylónu. Vstupné ústrojenstvo je minimalizované na čo najkratšiu dĺžku. Tento typ je momentálne najbežnejší a motory umiestnené na gondolách pod krídlom využíva väčšina dnešných dopravných lietadiel, či už sa jedná o lietadlá od firiem Boeing, Airbus alebo ich východných náprotivkov akými sú Antonov alebo Tupolev.

Tento fakt je spôsobený hlavne ich početnými výhodami oproti iným typom[2]:

- Vysoká efektívnosť vstupného ústrojenstva a nízke straty pri tlakovej premene z dôvodu nasávania nerozrušeného vzduchu a krátkej dĺžky vstupného ústrojenstva, čo má za následok vznik iba minimálnej hrúbky medznej vrstvy.
- Minimálna pravdepodobnosť poškodenia krídla v prípade poruchy pohonnej jednotky
- Jednoduchá údržba a oprava pohonných jednotiek a zároveň ich možná rýchla výmena a minimalizovanie času uzemnenia lietadla.
- Jednoduchá modifikácia na iný typ pohonnej jednotky.

Avšak aj tento typ má niekoľko nevýhod, ktoré sú v porovnaní s jeho výhodami vo väčšine prípadov zanedbateľné. Medzi najväčšie nevýhody patria[2]:

- Zvýšené riziko FOD (Foreign object damage). Takto umiestnené vstupné ústrojenstvo v prípade dolnoplošného usporiadania je blízko zeme a je náchylné na nasávanie cudzích objektov ako kamienky, piesok alebo sneh. Môže to spôsobiť výrazné poškodenie lopatiek kompresora a zvýšenie opotrebenia motora. Z tohto dôvodu sú lietadlá s takýmto typom umiestnenia motora nevhodné pre neupravené pristávacie plochy.
- Vysoká teplota výstupných plynov z motora zaťažuje štruktúru krídla za motorom hlavne klapky, ktoré musia byť odolnejšie.
- Prúdenie okolo gondoly a pylónu interferuje s krídlom, čo má za následok vznik parazitického odporu a zníženie maximálneho koeficientu vztlaku krídla.

Umiestnenie nad krídlom

Požiadavka zamedzenia nasatia cudzích objektov (FOD) do motora sa týka hlavne lietadiel určených primárne pre pristávanie a vzlet na neupravených pristávacích plochách. Je to vyžadované pri vojenských dopravných lietadlách, ktorých hlavnou úlohou je zásobovanie odľahlých a nedostupných miest s nespevnenými pristávacími plochami, ktoré sú často pokryté vrstvou piesku, štrku a iných nečistôt, ktoré by pri nasatí mohli poškodiť motor. Z tohto dôvodu sa začali umiestňovať pohonné jednotky do čo najvyššej polohy. V prípade lietadiel ako Antonov An-72/74 to viedlo až k umiestneniu motora nad krídlo pri hornoplošnom usporiadaní ako vidno na Obr. 1.2c. Takéto usporiadanie sa s výhodou využíva ja pri hydroplánoch, kde sa polohou motora zamedzuje nasatiu vody z vodnej hladiny[2].

Výhody umiestnenia pohonnej jednotky nad krídlo[2]:

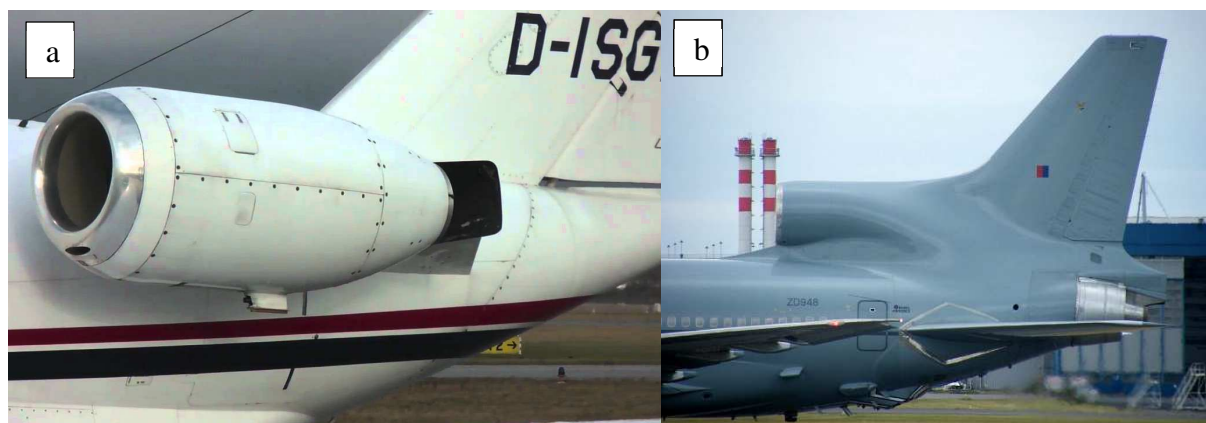
- Zamedzuje nasatiu cudzích objektov a vody do motora z povrchu pristávacej dráhy alebo vodnej hladiny počas vzletu a pristátia.
- Zvyšuje maximálny koeficient vztlaku krídla z dôvodu zrýchľovania prúdenia na vrchnom povrchu krídla a klapiek pomocou prúdu vzduchu z motora. S výhodou sa to používa pre zlepšenie STOL (short take-off and landing) vlastností, čiže skrátenie dĺžky vzletu a pristátia.
- Znižuje hladinu hluku na zemskom povrchu z dôvodu tlmenia zvuku krídlom umiestneným pod motorom.

1.3.2. Umiestnenie na trupe

V prípade nemožnosti umiestnenia pohonného ústrojenstva na krídlo je ďalšou možnosťou umiestnenie motorov na trup lietadla. Využíva sa to hlavne pri menších lietadlách dolnoplošného usporiadania, kde nie je možné zaručiť dostatočnú vzdialenosť medzi motorovými gondolami a zemou alebo v prípade lietadiel a bezpilotných prostriedkov vyžadujúcich iba jednu pohonnú jednotku.

Umiestnenie na trupe možno rozdeliť do dvoch hlavných kategórií vyobrazených na Obr. 1.4:

- V motorovej gondole na pylóne lietadla
- Integrálne do vnútra trupu lietadla



Obr. 1.4 Umiestnenie pohonnej jednotky na trupe: a) v gondole na pylóne, b) integrálne v trupe[23]

Umiestnenie v gondole na trupe

V prípade dopravných lietadiel je častejšie umiestnenie motorov na pylóny mimo trup lietadla primárne po bokoch lietadla na zadnej časti trupu. Motory sú odsadené od trupu lietadla, aby nenasávali vzduch ovplyvnený trupom. Príkladom takejto konfigurácie sú hlavne lietadlá typu bizjet ako napríklad Bombardier Learjet alebo Cessna Citation ale aj niektoré väčšie lietadla ako Tupolev Tu-134. Vstupné ústrojenstvo do motora je totožného charakteru ako v prípade umiestnenia na gondole pod krídlom, čiže sa jedná o vstupy typu Pitot.

Výhody takéhoto usporiadania sú nasledovné[2]:

- Vyšší maximálny koeficient vztlaku a nižší odpor z dôvodu eliminácie interferencie medzi krídlom a pohonnou jednotkou.
- Menší zatačavý moment v prípade poruchy pohonnej jednotky.
- Možnosť nižšieho posadenia celého lietadla nad zemským povrchom a tým pádom aj kratšie pristávacie nohy.

Avšak má to aj množstvo nevýhod[2]:

- Ťažisko prázdneho lietadla je výrazne vzadu, čo má za následok väčšie problémy s vyvažovaním lietadla.
- V prípade mokrej pristávacej dráhy môžu podvozkové kolesá vyhadzovať vodu do motora. Je nutné využitie deflektorov na podvozkoch.
- Odizolovanie vzduchu a vibrácií je výrazne náročnejšie.
- Pri vysokých uhloch nábehu môže úplav za motorovými gondolami ovplyvniť chvostové plochy, preto je vyžadovaná ich väčšia mohutnosť.

Umiestnenie vo vnútri trupu

Ďalšou možnosťou je umiestnenie pohonnej jednotky do vnútra trupu lietadla, čo však nie je bežné pre dopravné lietadlá, pretože má rad nevýhod obmedzujúcich použitie pre dopravné lietadlá. Najvýraznejšími nevýhodami sú zvýšené vibrácie, hluk a vysoké požiadavky na priestor vo vnútri trupu. Avšak v prípade bezpilotných lietajúcich prostriedkov alebo bojových lietadiel sú požiadavky kladené na pohonné ústrojenstvo výrazne odlišné, preto sa u nich prednostne používa takéto umiestnenie. Pre toto umiestnenie je charakteristický veľký rozsah možností vstupných ústrojenstiev. Preto v prípade bezpilotných prostriedkov a bojových lietadiel je vidieť možné použitie rozdielnych druhov vstupných ústrojenstiev, ktoré sú charakteristické inými výhodami[13].

Požiadavky kladené na pohonné ústrojenstvo bojových lietadiel a bezpilotných prostriedkov[13]:

- Malá čelná plocha
- Nízky odpor
- Odolnosť voči poškodeniu
- Malá radarová odrazivosť

Všetky tieto podmienky najlepšie splňuje umiestnenie pohonnej jednotky v trupe. Aj napriek horšej efektívnosti, vyšším tlakovým stratám a vyššej distorzii prúdenia je použitie tohto spôsobu integrácie motora výhodnejšie.

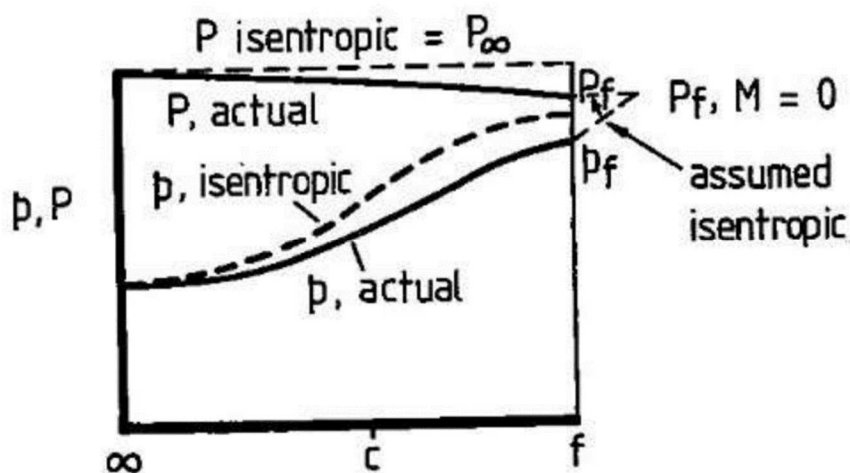
Samotná integrácia pohonnej jednotky sa skladá z návrhu uloženia motora, jeho periférie, tvarovania výfukového vedenia a vstupného ústrojenstva. Ťažisko tejto práce je v návrhu vstupného ústrojenstva pre bezpilotný lietajúci prostriedok, ktoré bude ďalej rozoberané.

1.4. Zhodnotenie efektivity vstupného ústrojenstva

Efektívnosť vstupného ústrojenstva sa vyhodnocuje pomocou dvoch hlavných parametrov charakterizujúcich jeho účinnosť a kvalitu návrhu. Prvým je efektívnosť tlakovej premeny, ktorá je charakterizovaná podmienkou maximálnej tlakovej straty prípustnej pre dodržanie funkčnosti prúdového motora. Druhým parametrom je miera rozrušenia prúdu alebo distorzia na vstupe do prúdového motora, pre ktorú je charakteristické kritérium distorzie DC_{60} , ktoré vyjadruje mieru stability prúdenia a tým pádom aj stabilitu funkčnosti prúdového motora[1][14].

1.4.1. Podmienka maximálnej tlakovej straty

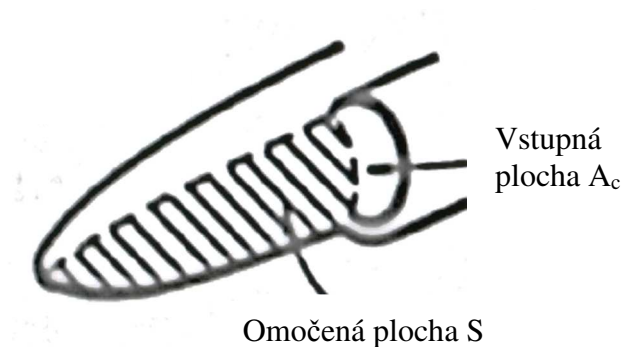
Vstupné ústrojenstvo funguje ako difúzor, to znamená, že sa v ňom znižuje rýchlosť prúdiaceho vzduchu a zvyšuje tlak. Čiže nastáva premena kinetickej energie na tlakovú. Do vstupného ústrojenstva väčšinou vstupuje nerozrušený vzduch o rýchlosti M_∞ a tlaku p_∞ , kde sa znižuje rýchlosť a zvyšuje statický tlak, pričom celkový tlak by mal ostať zachovaný. Toto tvrdenie avšak celkom nie je pravda, keďže vstupné ústrojenstvo vytvára určité straty a tým pádom premena energie nie je dokonalá. Celkový tlak preto poklesne ako možno vidno na Obr. 1.5. Pokles celkového tlaku je veličina, ktorá nás pri vyhodnocovaní účinnosti vstupného ústrojenstva najviac zaujíma[1].



Obr. 1.5 Priebeh celkového tlaku vo vstupnom ústrojenstve[1]

Zdrojom poklesu celkového tlaku a tým pádom aj tlakovej premeny je[5][1]:

- Trenie, čiže viskozita prúdiaceho vzduchu, ktorá vytvára medznú vrstvu na povrchu sacieho kanála a častí lietadla umiestnenými pred vstupom vzduchu na Obr. 1.6. Čím je hrúbka medznej vrstvy väčšia, tým sú tlakové straty väčšie. Preto sa kladie dôraz na odklonenie medznej vrstvy pred vstupom vzduchu a nasatie vzduchu, ktorý je čo najmenej ovplyvnený medznou vrstvou pred samotným vstupom[3].



Obr. 1.6 Oblasť ovplyvňujúca medznú vrstvu[1].

- Odtrhnutie medznej vrstvy od povrchu sacieho kanála a následné vytváranie úplavu a vírenia za touto oblasťou.
- Vírenie vznikajúce na vstupe do sacieho kanála
- Straty za rázovou vlnou, ktoré sú pomerne výrazné. Preto pri návrhu subsonického vstupného ústrojenstva vyvstáva snaha o vyhnutie sa nadzvukovému prúdeniu v ktorejkoľvek oblasti vstupného ústrojenstva.

Straty vzniknuté vo vstupnom ústrojenstve sú premenené na teplo. Efektívita premeny tlakovej energie má dopad na charakteristiky turbínového motora, hlavne na jeho ťah. Miera tohto vplyvu je závislá na samotnom spracovaní motora a preto sú požadované tlakové straty závislé aj od typu motora.

Pre vyhodnocovanie účinnosti subsonického vstupného ústrojenstva sa používa vzťah pre účinnosť tlakovej premeny ako pomer celkového tlaku na ploche vstupu do motora AIP k celkovému tlaku nerozrušeného prúdu, čo vyplýva z rovnice (1)[1].

$$\eta_p = \frac{P_f}{P_\infty} \quad (1)$$

V niektorých prípadoch sa používa aj zjednodušené percentuálne vyjadrenie tlakových strát podľa rovnice (2):

$$\Delta P[\%] = (1 - \eta_p) \cdot 100 \quad (2)$$

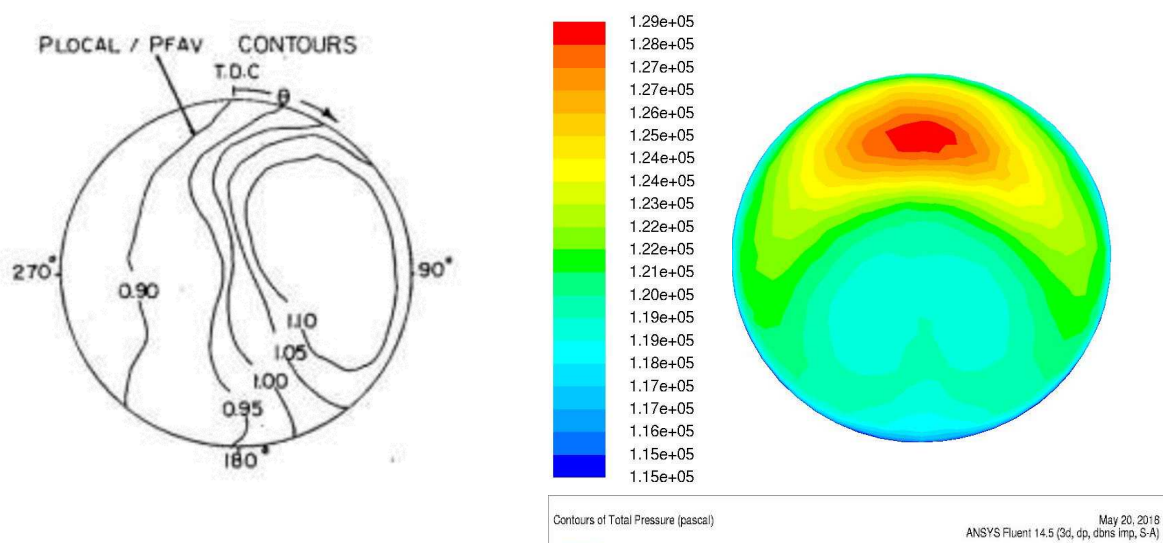
1.4.2. Kritérium DC60

Miera rozrušenia prúdu, čiže distorzia, na vstupe do kompresora prúdového motora má výrazný vplyv na jeho stabilnú prácu. Nerovnomerné rozloženie tlakového a rýchlostného poľa na vstupe do motora nemá vplyv len na zaťaženie lopatiek kompresora ale aj na ich prácu. Vplyvom nerovnomerného prúdenia môže nastať odtrhnutie prúdenia na lopatkách kompresora, čo ovplyvní funkciu všetkých stupňov kompresora a zároveň aj jeho celkovú prácu. Efektívita kompresora sa zníži, zníži sa stlačenie vzduchu a tým pádom poklesne výkon a ťah prúdového motora. V krajnom prípade môže dôjsť aj k nežiadúcim poruchám funkcie motora a môže to

viest' až k pumpáži motora, čo sa týka hlavne axiálnych kompresorov. Tento jav sa vyznačuje vysokými tlakovými rázmi a nárastom teploty vzduchu v kompresore, čo môže viesť až k mechanickému poškodeniu lopatiek kompresora. Preto sa tomuto javu snažíme vyhnúť a jednou z možností ako to dosiahnuť, je správny návrh vstupného ústrojenstva, ktoré by poskytovalo minimálnu distorziu prúdenia na vstupe do kompresora[14].

Ideálnym prípadom by bolo dosiahnutie rovnomerného rozloženia tlakového a rýchlostného poľa na celej ploche vstupnej roviny AIP do kompresora. To by znamenalo, že rýchlosť aj tlak by v každom mieste tejto roviny boli rovnaké. Toto avšak nie je možné dosiahnuť z dôvodu viacerých zdrojov distorzií vo vstupnom ústrojenstve, akými sú napríklad medzná vrstva na stenách sacieho kanála, odtrhnutie prúdenia a medznej vrstvy, vytváranie vírenia na vstupe do sacieho kanála alebo vstup už turbulentného vzduchu do vstupného ústrojenstva. NACA vstup je charakteristický vznikom dvoch silných vírov priamo na vstupe do sacieho kanála. Preto v jeho prípade je nutné použitie dlhšieho kanála, v ktorom sa ukludní prúdenie, na úkor väčších tlakových strát. Najlepšie sú na tom z tohto hľadiska krátke vstupy typu Pitot, ktoré majú homogénne tlakové pole až na oblasti v blízkosti stien, ktoré sú ovplyvnené spomalením prúdenia v medznej vrstve[14].

Distorzia prúdenia sa zobrazuje na rovine AIP pomocou izobár celkového tlaku alebo farebným odlíšením rozdielnych celkových tlakov pri výpočte v CFD programoch ako vidno na Obr. 1.7. Takto možno jednoducho a presne popísať charakter distorzie prúdenia na rovine AIP.



Obr. 1.7 Zobrazenie celkového tlaku na rovine AIP pomocou izobár a farebného odlíšenia v CFD[1]

Pre kvantitatívne zhodnotenie rozrušenia prúdenia sa používajú kritériá distorzie. Najčastejšie sa používa kritérium distorzie DC_{60} pomocou ktorého možno kvalitatívne a aj kvantitatívne zhodnotiť prúdenie vo vstupnom ústrojenstve a zároveň určiť, či distorzia nepresahuje maximálne dovolené hodnoty pre stanovený prúdový motor. Pri presiahnutí tejto hodnoty by motor nemusel pracovať stabilne a mohlo by dôjsť k už spomínanej pumpáži[14].

Kritérium maximálnej distorzie DC_{60} je popísané rovnicou (3)[18]:

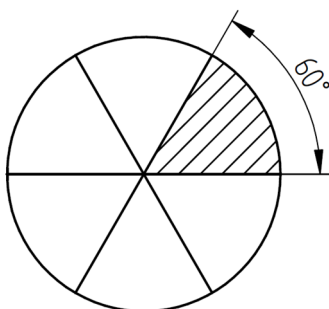
$$DC_{60} = \frac{p_{c, \min, AIP}^{60} - p_{c, AIP}^{360}}{p_{d, AIP}^{360}} \quad (3)$$

Kde $p_{c,min,AIP}^{60}$ je priemerný celkový tlak na výseku roviny AIP s uhlom 60° s najnižšou hodnotou

$p_{c,AIP}^{360}$ je priemerný celkový tlak na celej rovine AIP

$p_{d,AIP}^{360}$ je priemerný dynamický tlak na celej rovine AIP

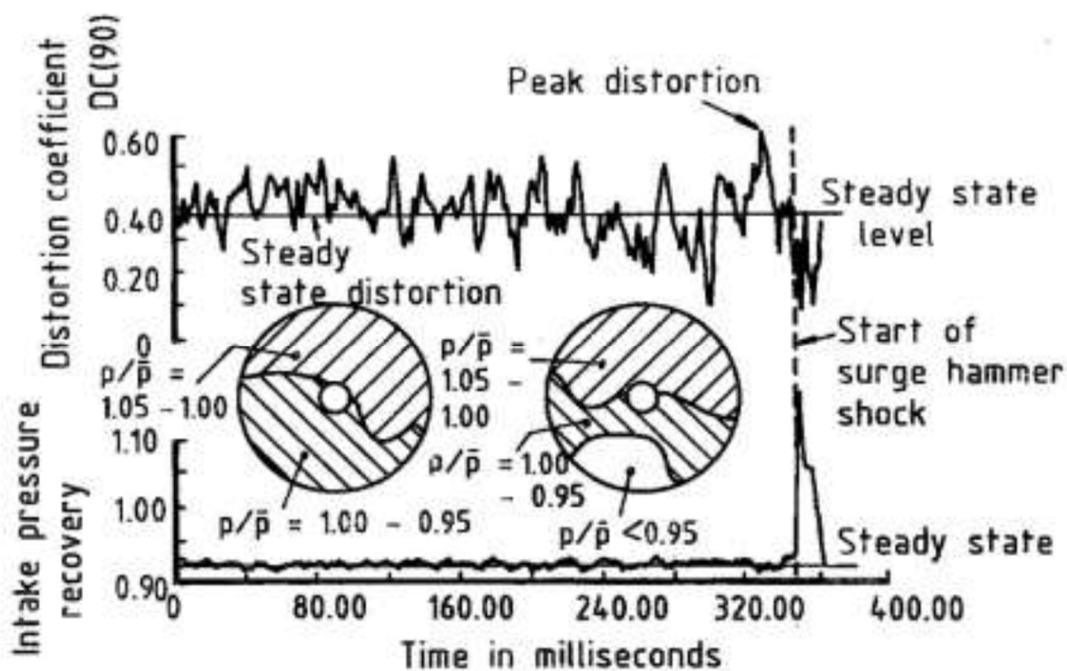
Rozdelenie roviny AIP na šesť rovnakých častí s vrcholovým uhlom 60° je zobrazené na Obr. 1.8.



Obr. 1.8 Rozdelenie plochy AIP na 6 častí

1.4.3. Dynamická distorzia

Ďalším možným kvalitatívnym zhodnotením prúdenia je hodnotenie distorzie v závislosti na čase. Javy vyskytujúce sa v prúdení vzduchu cez vstupné ústrojenstvo môžu byť časovo premenné. Preto je v niektorých prípadoch vhodné zhodnotiť distorziu prúdenia nie len statickú, ale aj dynamickú. Takýto prípad nastáva hlavne pri nestabilných podmienkach prúdenia a nenávrhových prípadoch akými sú napríklad veľké uhly nábehu a vybočenia. Aby pohonné ústrojenstvo fungovalo aj pri takýchto podmienkach, kritérium distorzie musí byť splnené v ktoromkoľvek časovom okamihu ako vidno na Obr. 1.9 .

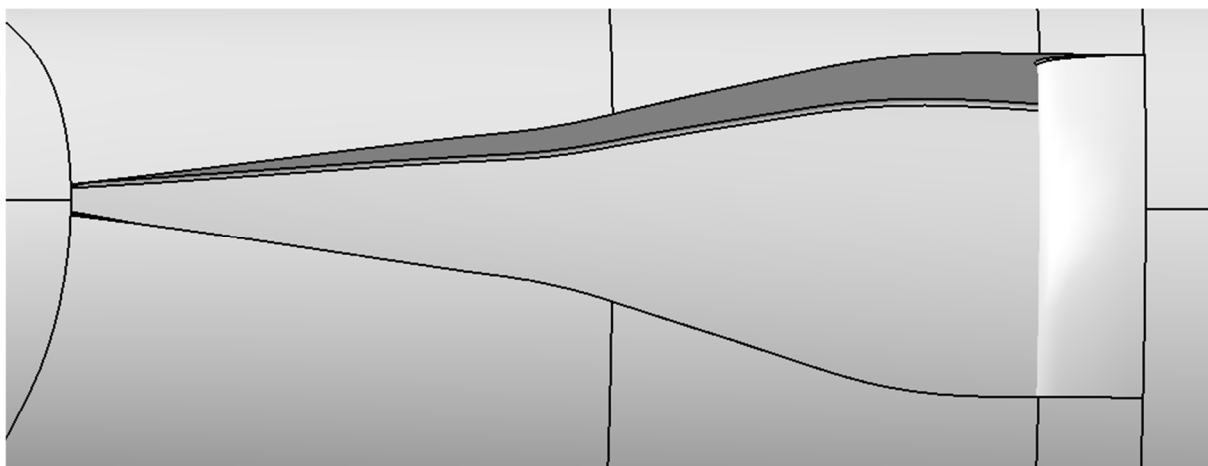


Obr. 1.9 Zobrazenie dynamickej distorzie[1]

Zhodnotenie dynamickej distorzie je v prípade CFD výpočtu vysoko náročné. Musí byť vykonaný transientný výpočet, ktorý má vysoké nároky na výpočtový čas. Preto nie je v tejto práci uvažovaná podmienka dynamickej distorzie.

2. NACA VSTUP

Spomedzi rôznych druhov vstupných ústrojenstiev sa táto práca primárne zaoberá vnoreným vstupným ústrojenstvom v prevedení s NACA vstupom a jeho možnosťou použitia pre prúdové motory na bezpilotných prostriedkoch. Na rozdiel od ostatných vstupov ako napríklad typu Pitot alebo S-duct, vnorený NACA vstup neoperuje pri podmienkach nerozrušeného prúdu, ale pri podmienkach ovplyvnených medznou vrstvou vytvorenou na povrchu lietadla. Ďalším rozdielom oproti ostatným vstupom je charakter vstupu vzduchu do sacieho kanála. Pri väčšine vstupov zohráva výraznú rolu ram efekt, ktorý zatláča vzduch do kanála. Pričom pri NACA vstupe prevažuje nasávanie vzduchu. Vzduch vstupujúci do tohto typu je zaťažovaný vplyvmi medznej vrstvy, tlakovými stratami, turbulenciami a prípadným vírením pred týmto vstupom[1].

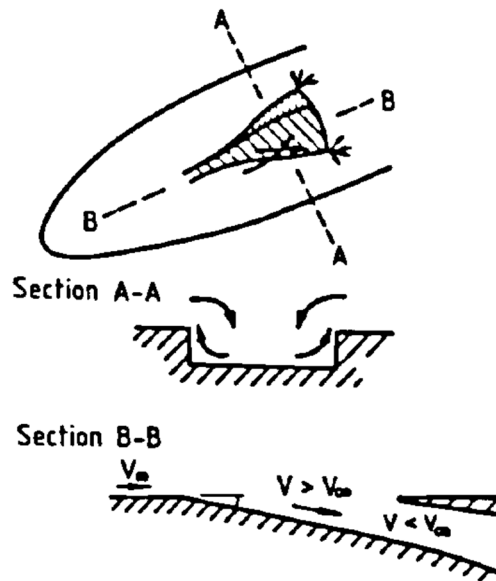


Obr. 2.1 NACA vstup

Základnými črtami vnoreného NACA vstupu sú [4]:

- Celé vstupné ústrojenstvo je umiestnené v rámci základných obrysov trupu lietadla, tým pádom sa nezväčšuje čelná plocha.
- Podlaha NACA vstupu plynule nadväzuje na plochu lietadla pred ňou a postupne klesá do útrob trupu
- Tvar obrysu vstupu je divergentný. Na začiatku je veľmi úzky a s postupným približovaním sa k vstupu do sacieho kanála sa rozširuje. Toto rozširovanie nie je konštantné, ale postupne sa meniace ako je popísané v [4].
- Bočné steny sú kolmé na povrch lietadla a majú ostré hrany.

Hlavnou myšlienkou tohto dizajnu je fakt, že divergentné bočné steny pretínajú smer prúdenia vzduchu a tým vytvárajú vírenie, ktoré rozrušuje medznú vrstvu na rampe a bočných stenách a usmerňuje ju do strán mimo vstup ako vidno na Obr. 2.2. Do vstupu sa preto dostáva vzduch, ktorý nie je ovplyvnený medznou vrstvou, avšak pri zvýšených turbulenciách. Takéto usporiadanie v podstate funguje ako druh odkláňača medznej vrstvy. Tento efekt sa dá ešte zvýrazniť použitím deflektorov na bočných hranách vstupu, ktoré majú tvar malých výstupkov vyčnievajúcich z obrysu trupu lietadla. Úlohou týchto deflektorov je odklonenie medznej vrstvy z povrchu lietadla do strán a zvýraznenie vírov tvorených bočnými stenami[8].



Obr. 2.2 Princíp funkcie NACA vstupu[1]

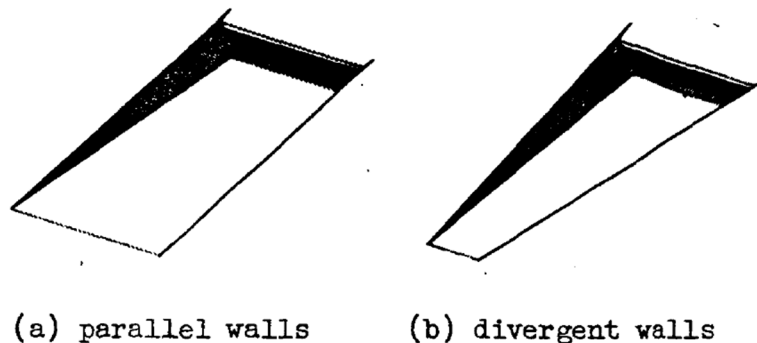
Vhodnosť použitia vnoreného NACA vstupu závisí na viacerých podmienkach, od praktických možností umiestnenia, ktoré vyžaduje pomerne veľkú dĺžku vstupného ústrojenstva až po mieru ovplyvnenia odklonenia medznej vrstvy na ostatné prvky lietadla. Rýchlosť lietadla, pri ktorej má byť tento vstup použitý je ďalším limitujúcim faktorom. Tvar NACA vstupu má klesajúci charakter, preto v jej úvodnej časti sa nachádza oblasť, kde je Machovo číslo vyššie ako v prípade nerozrušeného prúdu. Toto je nežiadúci jav. Preto tento dizajn nie je vhodný pre supersonické a pravdepodobne aj transsonické rýchlosti[1].

2.1. Teória NACA vstupu

Prúdenia vo vnorenom NACA vstupe má komplexný troj-dimenzionálny charakter s výraznými viskóznymi vplyvmi, čo ho robí ťažko matematicky a teoreticky opísateľný. Preto musia byť vykonané zjednodušenia a idealizácie prúdenia.

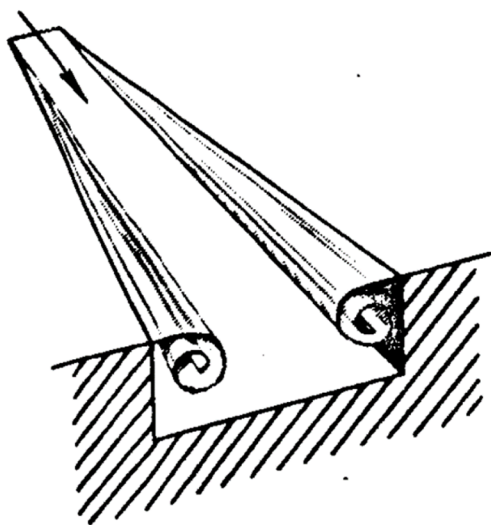
Pre pochopenie chovania sa prúdenia je vhodné porovnať dva rôzne prístupy k tvarom obrysu, ktorých rozdiely v tvarovaní stien je vidno na Obr. 2.3. Zhodnotené sú vstupy s týmito tvarmi stien:

- Rovnobežné steny
- Divergentné steny



Obr. 2.3 Porovnanie paralelného a divergentného vnoreného vstupu[6]

V prípade rovnobežných stien môže byť prúdenie vzduchu týmto vstupom aproximované s dvojdimenzionálnym prúdením minimálne pre bežné hmotnostné prietoky. Avšak charakter prúdenia v prípade divergentných stien sa vyznačuje dvomi významnými rozdielmi v porovnaní s paralelnými stenami. Tieto rozdiely znemožňujú použiť dvojdimenzionálnu aproximáciu prúdenia pre vstup s divergentnými stenami. Po prvé, chovanie sa medznej vrstvy na podlahe vstupu nie je možné prirovnáť k chovaniu sa v prípade dvojdimenzionálneho prípadu, keďže prúdenia v oblasti blízko povrchu podlahy vstupu má divergentný charakter. Po druhé, externé prúdenie nie je rovnobežné so stenami vstupu a musí pretekať do vstupu ponad hrany tvorené týmito stenami. Z tohto dôvodu sa nedá vyhnúť tvorbe vírov na hranách vstupu. Takýto vír je vytvorený na oboch stranách vstupu ako vidno na Obr. 2.4. Preto je dôležité zohľadniť nielen vplyv medznej vrstvy ale aj chovanie sa vírov v NACA vstupe[6].



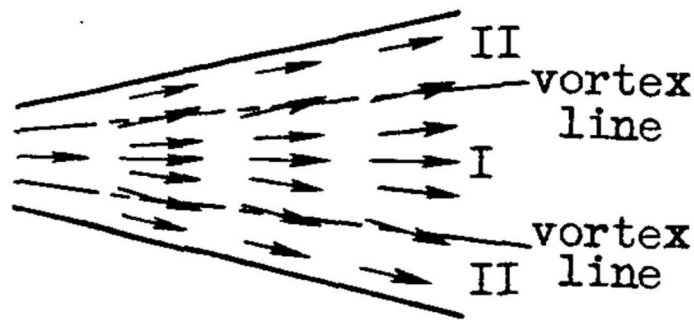
Obr. 2.4 Spôsob tvorby vírenia v NACA vstupe[6]

V prednej časti vstupu sú víry malé a nevýrazné, avšak so zväčšujúcou sa vzdialenosťou od začiatku vstupu naberajú na sile a veľkosti. Jadrá týchto vírov sa posúvajú smerom indukovaných rýchlostí, ktoré majú taký charakter, že jadrá vírov smerujú hlbšie dovnútra vstupu. Smer rotácie je znázornený na Obr. 2.4. Prúd vzduchu z povrchu lietadla pri prekročení hrany vstupu smeruje ďalej k rovine súmernosti, kde sa stáča smerom k podlahe. Následne sa popri podlahe vracia k stene vstupu, kde popri stene vystúpi znovu nahor[6].

2.1.1. Chovanie sa medznej vrstvy

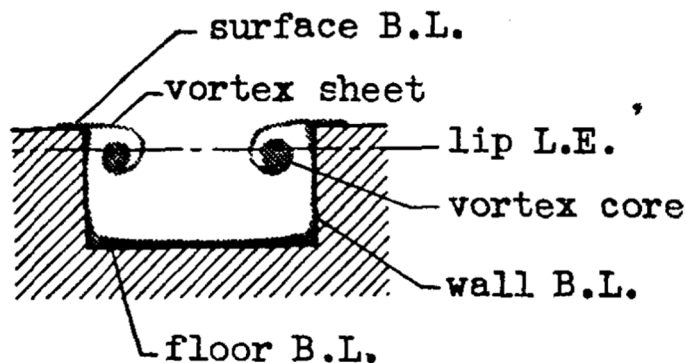
Medzná vrstva sa v NACA vstupe vytvára na dvoch miestach a to na podlahe vstupu a na jeho stenách. Keďže medzná vrstva na stenách vstupu má nulovú počiatočnú hrúbku a je vytváraná na pomerne malej omočenej ploche s krátkou vzdialenosťou, jej prírastok k stratám vo vstupe nie je tak výrazný a môže byť zanedbaný. Jedine v prípade, že by steny výrazne divergovali a nastalo by oddelenie medznej vrstvy od povrchu stien, by bolo nutné tento vplyv zahrnúť[6].

Medzná vrstva na podlahe má výraznejší vplyv na vlastnosti vstupu a na straty. Pokrýva výrazne väčšiu plochu a jej hrúbka je už hneď na začiatku vstupu nenulová, keďže je pokračovaním medznej vrstvy z plochy lietadla pred NACA vstupom. Ďalší rast medznej vrstvy vo vstupe je závislý na rozdelení tlaku a divergencií prúdenia. Rozdelenie tlaku je stanovené na základe geometrie vstupu a na hmotnostnom prietoku. Divergencia prúdenia je závislá hlavne na tvare podlahy vstupu a na ovplyvnení od indukovaných rýchlostí z vírov vzniknutých na hrane stien[5][6].



Obr. 2.5 Rozdelenie divergencie prúdenia na podlahe NACA vstupu[6]

Na povrchu podlahy divergentného vstupu sú rýchlosti indukované vírmi v smere od stredovej čiary vstupu. Tento efekt je najsilnejší priamo pod jadrami týchto vírov. Preto prúdenie pozdĺž podlahy vstupu môže byť rozdelené do dvoch oblastí podľa Obr. 2.5. V oblasti I vírenie vplýva na zvyšovanie divergencie prúdenia, pričom v oblastiach II má divergencia prúdenia znižujúci sa charakter. Z toho vyplýva, že medzná vrstva rastie rýchlejšie v oblasti blízko stien vstupu a zároveň v centrálnej oblasti sa jej rast spomaľuje alebo sa až jej hrúbka môže začať znižovať podľa podmienok prúdenia. Z tohto vyplýva, že medzná vrstva je najtenšia v blízkosti stredovej čiary a rastie smerom ku stenám vstupu[6].



Obr. 2.6 Znážornenie strát v NACA vstupe[6]

Z toho vyplýva, že tlakové straty spôsobené medznou vrstvou nie sú závislé iba na charaktere vytvárania medznej vrstvy na podlahe vstupu, ale aj na víroch vytváraných na hranách stien, ktoré ovplyvňujú hrúbku medznej vrstvy a tým pádom aj straty.

2.1.2. Zhodnotenie tlakových strát

Vírová dvojica vytvorená na hranách stien vstupu predstavuje ďalší zdroj tlakových strát. Tlakové straty v jadrách vírov sú stanovené hlavne na základe geometrie vstupu. Keďže tieto víry nevstupujú v celku do sacieho kanála a časť z nich je odklonená mimo vstupné ústrojenstvo, tak aj straty spôsobené týmito vírmi sú rozdelené na dve časti. Pre zhodnotenie vstupného ústrojenstva nás hlavne zaujímajú straty, ktoré vstupujú do sacieho kanála. Táto časť strát je primárne závislá na hmotnostnom prietoku sacím kanálom, tvarom a polohou vstupnej hrany kanála. Z dôvodu podstaty prúdového poľa vytvoreného dvojicou vírov, meranie

celkového tlaku v sacom kanály pre vyhodnotenie tlakových strát musí byť vykonané ako priemerná hodnota na celej ploche kanála[12].

Z predchádzajúcich poznatkov vyplýva, že hlavným zdrojom tlakových strát NACA vstupu, sú straty spôsobené medznou vrstvou na podlahe a jadrami vírov, ktoré obsahujú aj časť strhávanej medznej vrstvy z povrchu lietajúceho prostriedku. Z toho vyplýva, že celkové tlakové straty spôsobené NACA vstupom môžu byť popísané rovnicou (4)[6]:

$$\Delta P_i = \Delta P_{BLF} + C \cdot (\Delta P_V + \Delta P_{BLS}) \quad (4)$$

Kde ΔP_i sú celkové tlakové straty spôsobené vstupom vzduchu

ΔP_{BLF} sú tlakové straty spôsobené medznou vrstvou na podlahe vstupu

C je pomer tlakových strát vytvorených dvojicou vírov, ktoré vstupujú do sacieho kanála

ΔP_V sú tlakové straty v jadre vírov

ΔP_{BLS} sú tlakové straty z medznej vrstvy strhnuté vírením z povrchu trupu lietadla

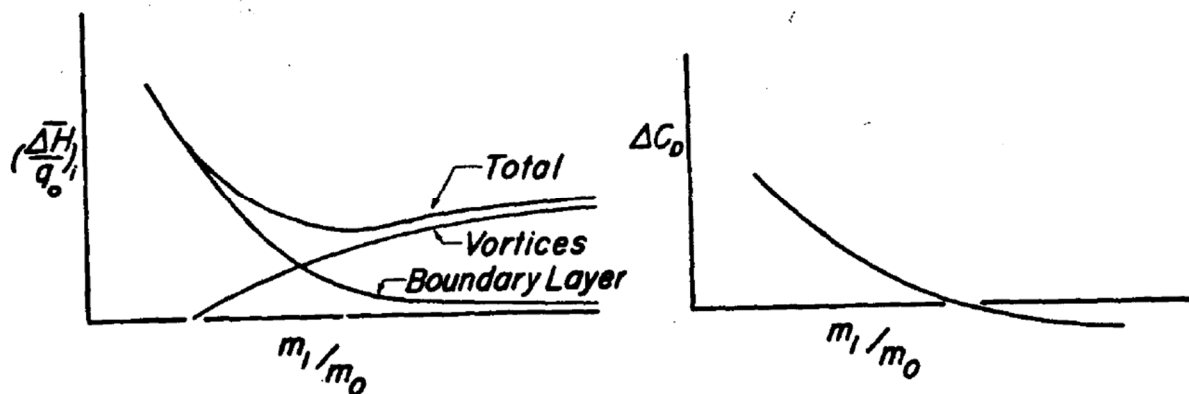
2.1.3. Vplyv zmeny hmotnostného prietoku

Znižovaním hmotnostného prietoku pod optimálnu hodnotu sa mení charakter prúdenia do vstupu a zvyšuje sa množstvo vzduchu pretekajúce ponad vstupný profil na hrane kanála. Tento vzduch by inak smeroval do sacieho kanála. Tým, že vírenie nasleduje smerovanie prúdenia, nemusia byť víry plne pohltené sacím kanálom.

Obecne, znížovanie hmotnostného prietoku má tri dôsledky[6][7]:

- Z dôvodu zvýšenia nepriaznivého tlakového gradientu sa hrúbka medznej vrstvy na podlahe vstupu zväčšuje a môže to viesť až k jej odtrhnutiu.
- Dvojica vírov sa posúva ďalej od podlahy vstupu a zväčšuje sa podiel z týchto vírov, ktorý nevstupuje do sacieho ústrojenstva
- Oblasti so separáciou prúdenia alebo s turbulentnejším prúdením sa môžu objaviť na povrchu lietadla mimo vstupu v blízkosti bočných stien.

Tlakové straty, ktoré nie sú brané ako interné pre sací kanál, ovplyvnia externé prúdenie okolo celého lietadla a následkom toho sa zvýši odpor tohto lietadla. Z tohto dôvodu jednotlivé zmienené dôsledky rôzne ovplyvňujú tlakové straty v sacom kanále. Straty spôsobené medznou vrstvou na podlahe vstupu sú výlučne uvažované ako interné straty sacieho kanála, pričom so znižujúcim sa hmotnostným prietokom výrazne stúpajú. Straty spôsobené vírmi sú relatívne nezávislé na hmotnostnom prietoku. Avšak rozdelenie týchto strát medzi interné a externé prúdenie je na ňom závislé. S klesajúcim hmotnostným prietokom sa znižujú interné straty v sacom kanále, keďže sa znižuje pomerná časť týchto vírov vstupujúcich do sacieho kanála. Kombináciou týchto tlakových strát možno určiť celkové tlakové straty NACA vstupu v závislosti na hmotnostnom prietoku ako je zobrazené na Obr. 2.7[3].

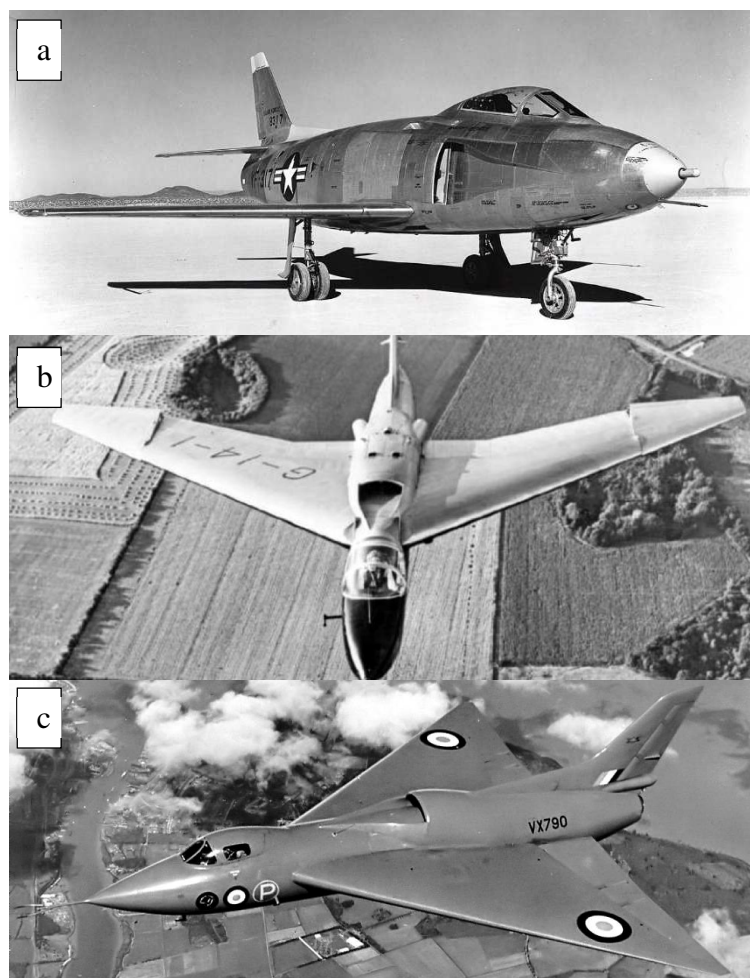


Obr. 2.7 Závislosť tlakových strát a prírastku koeficientu odporu na pomere hmotnostného prietoku[6]

Pri vyšších hmotnostných prietokoch možno sledovať, že časť strát pohltených sacím kanálom vzniká z medznej vrstvy pohltenej z povrchu trupu. Preto zmena koeficientu odporu celého lietadla pre NACA vstup môže viesť až k záporným hodnotám pre vyššie hmotnostné prietoky.

2.2. Lietajúce prostriedky s NACA vstupom

Výrazný technologický pokrok v letectve počas druhej svetovej vojny spôsobil, že kedysi moderné piestové motory boli rýchlo nahradené turbínovými motormi. Z toho vznikla požiadavka vytvorenia efektívneho vstupného ústrojenstva optimalizovaného pre nové druhy pohonných jednotiek. Prvé prípady použitia vnorených vstupov vzduchu sa začali objavovať po druhej svetovej vojne, keď sa daným druhom vstupov začala zaoberať National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), ktorá bola predchodcom NASA. Rozsiahle výskumy boli vykonané v tejto oblasti a na ich základe sa stanovili najvhodnejšie parametre a tvar doteraz najpoužívaniejšieho vnoreného vstupu, ktorý je aj podľa nej pomenovaný NACA vstup. Na základe týchto odporúčaní bolo postavené experimentálne stíhacie lietadlo North American YF-93, ktoré je zobrazené na Obr. 2.8a. Základ k tomuto lietadlu bolo stíhacie lietadlo F-86 Sabre, ktoré bolo radikálne prestavané. Nosový vstup typu Pitot bol zmenený na zdvojené vstupné ústrojenstvo po stranách trupu, ktoré malo NACA vstup. Týmto sa uvoľnil priestor pre dodatočné palivo, výzbroj a výstroj. Tento projekt bol nakoniec pre nedostatočný záujem o lietadlo zrušený. Vo výsledku boli postavené iba dva prototypy. Svoju rolu pri tom zohrali asi aj nie najvhodnejšie vlastnosti NACA vstupu pre takéto lietadlo.



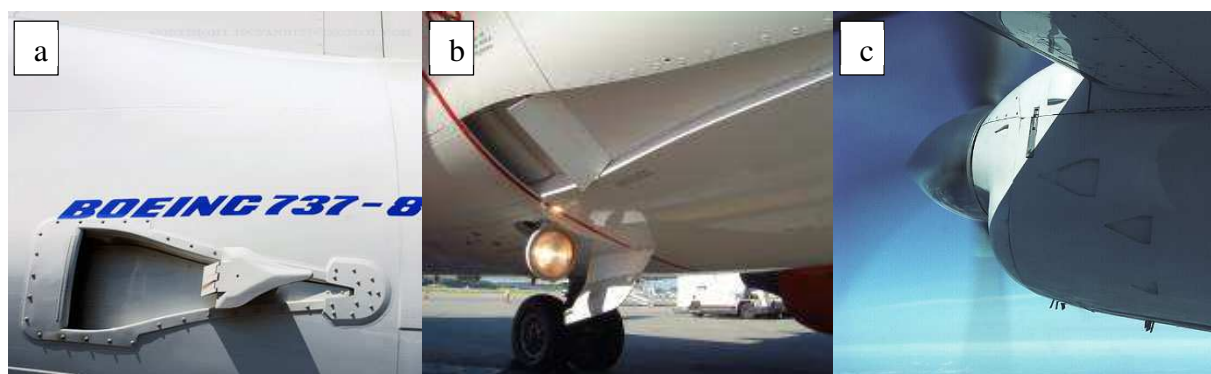
Obr. 2.8 Experimentálne lietadlá s NACA vstupmi: a) YF-86, b) SB.4 Sherpa, c) AVRO 707b[23]

Súbežne s týmto projektom pracovala aj britská firma Short Brothers na svojom experimentálnom lietadle SB.4 Sherpa, ktoré z časti vychádzalo z bezchvostého klzáku Short SB.1. Jednalo sa však iba o výskumné lietadlo určené na podporu pri vývoji krídel pre vysoké rýchlosti a veľké výšky. Lietadlo bolo osadené turbínovým motorom v zadnej časti trupu, ku ktorému viedlo vstupné ústrojenstvo s NACA vstupom na vrchnej časti lietadla. Podobne bolo koncipované aj lietadlo AVRO 707b, ktoré bolo vytvorené ako technologický demonštrátor pre lietadlo AVRO Vulcan, pri ktorom sa ale použilo vstupné ústrojenstvo na základe verzie AVRO 707c. Koncept tohto lietadla bol však posúdený ako nevhodný pre použitie v praxi. Tieto vstupy sa neosvedčili pre primárne vstupné ústrojenstvo do turbínových motorov pre lietadlá a neboli ďalej veľmi používané. Jediným lietadlom, ktoré stojí za zmienku, je microjet Bede BD-5 na Obr. 2.9, ktorý je považovaný za najmenšie pilotované lietadlo poháňané turbínovým motorom. Týmto lietadlom sa však skončilo aj používanie NACA vstupu na vstupnom ústrojenstve pre turbínové motory pilotovaných lietadiel.



Obr. 2.9 Microjet BeDe BD-5 s NACA vstupom pre turbínový motor[23]

NACA vstup si však našiel použitie v iných oblastiach a to hlavne kvôli jeho minimálnym vplyvom na prúdenie okolo lietadla, nízkemu prídavnému odporu a nulovému zväčšeniu čelnej plochy. Začal sa používať pre pasívny prísun vzduchu k rôznym systémom v lietadle, medzi ktoré patria hlavne systémy chladenia rôznych súčastí, od avioniky až po výmenníky tepla klimatizácie. Ďalším možným použitím je aj prísun vzduchu do pomocných energetických jednotiek alebo klimatizačných jednotiek. Príklady použitia možno vidieť na Obr. 2.10.



Obr. 2.10 Príklady použitia NACA vstupov: a) vstup vzduchu pre pomocnú energetickú jednotku, b) pre klimatizačné účely, c) chladenie periférií motora[23]

Zmena v spôsobe používania NACA vstupov nastala rozšírením riadených striel s plochou dráhou letu a dlhým doletom, ktoré majú výrazne odlišné požiadavky na vstupné ústrojenstvo oproti konvenčným lietadlám. Najväčší rozdiel je v spôsobe štartu týchto bezpilotných striel a v ich uskladnení. Jednou z požiadaviek je vzlet bez použitia akejkoľvek vzletovej plochy a minimálny čas prípravy na vzlet. S výhodou sa používa štart za pomoci raketového motora priamo z prepravných kontajnerov, čo zobrazuje Obr. 2.11. Tesne po štarte je raketový motor odhodený a pohon riadenej strely sa začne starať prúdový motor. Takýmto spôsobom sa predlžuje dolet oproti konvenčným riadeným strelám. Pre čo najefektívnejšie uloženie v kontajneroch sa požadujú minimálne rozmery v zloženom stave, aby mohlo byť dosiahnuté uloženie a prenášanie čo najväčšieho počtu riadených striel na čo najmenšom priestore. Zároveň však musia byť kedykoľvek pripravené k letu, preto rozloženie do letovej konfigurácie musí byť čo najjednoduchšie a zároveň to musí prebehnúť pri odpálení tejto strely priamo z prepravného kontajnera. Pri typickej misii riadená strela čo najrýchlejšie akceleruje na cestovnú rýchlosť, v ktorej potom zotrúva až do dosiahnutia svojho cieľa. Pristávanie v tomto prípade nie je nutné.



Obr. 2.11 Štart riadenej strely s plochou dráhou letu za pomoci raketového boosteru[19]

Z uvedeného spôsobu prevádzky riadených striel vyplýva viacero požiadaviek na bezpilotný prostriedok, pohonné ústrojenstvo a tým pádom aj na vstupné ústrojenstvo [13][2]:

- Minimálna čelná plocha trupu s čo najmenším množstvom výstupkov.
- Rozkladateľné krídla a chvostové plochy.
- Maximálna možná optimalizácia na cestovnú rýchlosť.
- Minimálna radarová odrazivosť.
- Nie je vyžadovaná veľká manévrovateľnosť.

Na vstupné ústrojenstvo sú kladené z hľadiska dizajnu ešte ďalšie požiadavky a podmienky[2]:

- Minimálna hmotnosť a malé rozmery pre maximalizovanie priestoru pre palivo a užitočné zaťaženie .
- Minimálny súčiniteľ odporu pre dosiahnutie čo najväčšieho doletu.
- Stály hmotnostný prietok do motora s iba malými odchýlkami.
- Minimálna zmena rýchlosti a uhla nábehu a vybočenia.

Pre zadané podmienky je výhodné použitie vstupného ústrojenstva s NACA vstupom. V porovnaní s ostatnými druhmi nijako nezväčšuje prierez trupu, má nízku radarovú odrazivosť a malé rozmery, pričom si udržiava jednoduchý dizajn bez pohyblivých častí. Pre tieto jeho výhody sa NACA vstup znovu začal používať na vstupnom ústrojenstve pre turbínové motory, aj keď len pre riadené strely. Nasledujúca Tab. 2.1 poukazuje na porovnanie používaných riadených striel s plochou dráhou letu a inštalovaným NACA vstupom.

Tab. 2.1 Porovnanie súčasných riadených striel s plochou dráhou letu osadených NACA vstupom[19]

	Krajina	Dolet	Váha	Rýchlosť	Info
BGM-109 Tomahawk Block IV 	USA	1300 km	1600 kg	M 0,7	Motor: Williams F107- WR-402
AGM-129 ACM 	USA	3700	>1680 kg	M 0,7	Stealth, motor: WI F112-WR- 100Turbofan
Harpoon GM-84 	USA	315 km	690 kg	M 0,71	Motor: Teledyne CAE J402 turbojet
Nirbhay 	India	1500 km	1500 kg	M 0,7	vo vývoji
3M-54 Kalibr 	Russia	2500 km	2300 kg	M 0,8	
CJ-10A 	China	2000 km	1090 kg	M 0,8	Motor: R95- 300 turbofan

3. ROZBOR AERODYNAMIKY VSTUPNÉHO ÚSTROJENSTVA S NACA VSTUPOM

V nasledujúcej kapitole sú prezentované parametre a návrhové premenné ovplyvňujúce vnorený NACA vstup a celé vstupné ústrojenstvo. Pre navrhnutie vhodného vstupného ústrojenstva je dôležité vyhodnotiť viaceré aerodynamické kritéria v spojení s štrukturálnymi požiadavkami a možnosťami inštalácie pohonnej jednotky. Z aerodynamického hľadiska by ideálne vstupné ústrojenstvo nemalo znižovať dostupnú energiu vstupujúceho vzduchu, zachovávalo by odpor lietadla na rovnakej úrovni a nezhoršovalo by aerodynamické vlastnosti lietadla. Avšak v praxi sa to nedá dosiahnuť a výsledný návrh je optimálnym riešením medzi jednotlivými požiadavkami.

3.1. Rozbor vonkajšej aerodynamiky

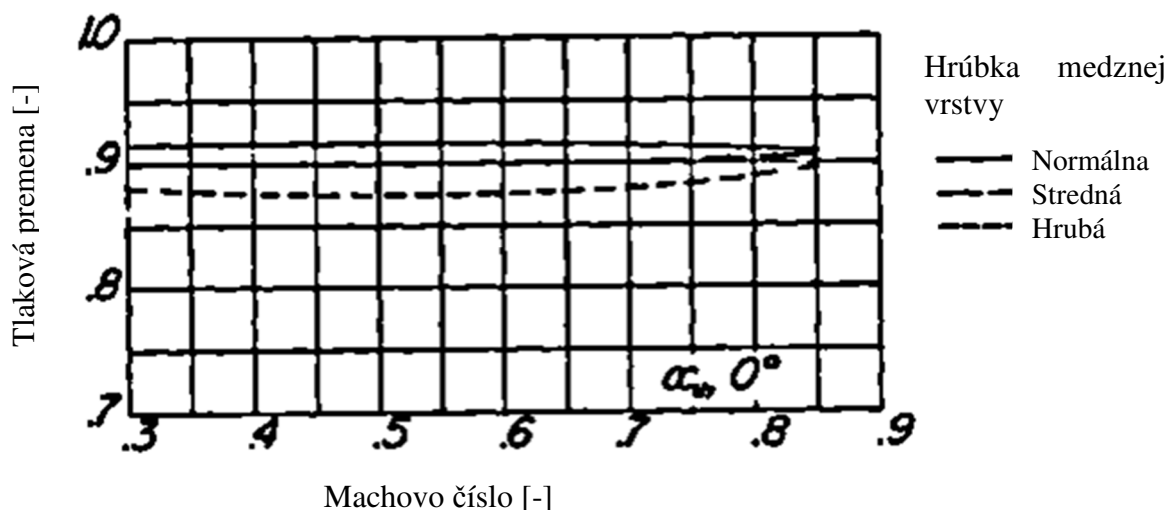
Z hľadiska návrhu vstupného ústrojenstva do turbínového motora je dôležité brať aj ohľad na ovplyvnenie výkonov lietadla. Dôraz sa kladie na minimálne zvýšenie odporu pre navrhnutý vstup. Zároveň je dôležité dodržanie vysokej efektivity vstupného ústrojenstva, aby dosahovalo nízke tlakové straty a poskytovalo nízku distorziu prúdenia na vstupe do motora. Z tohto dôvodu je dôležité nájdenie optimálnej polohy vstupu na lietadle, pri ktorom sú minimalizované interné a aj externé straty pre široký rozsah letových prípadov pokrývajúcich rozdielne hodnoty uhlov nábehu a vybočenia. Zároveň sa musí brať ohľad aj na možnú interakciu vstupu s okolitou geometriou lietadla.

3.1.1. Poloha od začiatku trupu

NACA vstup je charakteristický čiastočným pohlcovaním medznej vrstvy vzniknutej na povrchu lietadla pred týmto vstupom. Keďže medzná vrstva má pre vstupné ústrojenstvo nežiadúce účinky, nastáva snaha o pohltenie čo najmenšieho množstva vzduchu z medznej vrstvy. Takýto vzduch má nižšiu energiu a často aj väčšie turbulencie ako neovplyvnený vzduch. To má za následok zhoršenie tlakovej premeny a prípadnej aj odtrhnutie prúdenia zo stien sacieho kanála, čo má nepriaznivý vplyv na stabilitu práce kompresora.

Hrúbka medznej vrstvy pred vstupom a tým pádom aj množstvo vzduchu z nej pohlteneho NACA vstupom závisí od typu medznej vrstvy, vzdialenosti od začiatku trupu, viskozity, rýchlosti prúdenia a od tlakového gradientu, ktorý je ovplyvnený tvarom povrchu. Viskozita a rýchlosť prúdenia sú väčšinou stanovené. Preto hlavnými parametrami, ktoré ovplyvňujú hrúbku medznej vrstvy a tým pádom aj efektívnosť vstupu, sú vzdialenosť od začiatku trupu a tvar povrchu na ktorom je vstup umiestnený. Tvar povrchu a tým pádom aj tlakový gradient je v prípade umiestnenia na trupe zväčša podobný, hlavne ak sa to týka riadených striel, ktorých trup má zväčša valcový charakter[9].

Z uvedeného vyplýva, že účinnosť vstupného ústrojenstva je výrazne ovplyvnená vzdialenosťou vstupu od začiatku trupu. V NACA reporte [8] bolo vykonané zhodnotenie vplyvu hrúbky medznej vrstvy na pomer tlakových strát. Ako vidno na Obr. 3.1, straty spôsobené zväčšením hrúbky medznej vrstvy sú približne konštantné pre široký rozsah rýchlostí.



Obr. 3.1 Vplyv hrúbky medznej vrstvy na účinnosť tlakovej premeny pre NACA vstup[8]

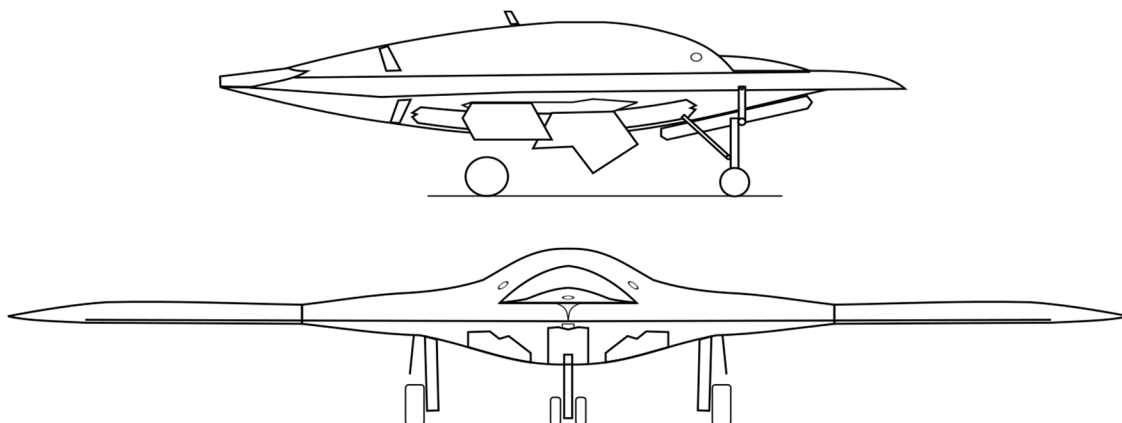
Z uvedeného vyplýva, že umiestnenie NACA vstupu na trupe by malo byť čo najbližšie k začiatku trupu, kde má medzná vrstva minimálnu hrúbku.

3.1.2. Umiestnenie na trupe

Pri návrhu vstupného ústrojenstva s NACA vstupom pre turbínový motor umiestnený vo vnútri trupu lietadla možno uvažovať o viacerých variantoch umiestnenia vstupu, ktoré každé majú svoje výhody a aj nevýhody. V nasledujúcej časti sú zhrnuté charakteristiky jednotlivých variantov.

Umiestnenie na vrchnom povrchu trupu

Jedným z menej tradičných variantov je umiestnenie vstupu vzduchu z vrchnej strany lietadla. Najväčšou výhodou je zníženie radarovej odrazivosti spodnej časti lietadla z dôvodu odstránenia hrán a otvorov tvorených vstupným ústrojenstvom. Tieto boli presunuté na vrchný povrch lietadla, kde nie sú vystavené priamemu vplyvu od pozemných radarových staníc. Každý jeden otvor, hrana alebo zaoblenie zvyšujú pravdepodobnosť odhalenia lietadla na radare. Preto sa to s výhodou využíva pri lietadlách typu stealth ako vidno na Obr. 3.2.



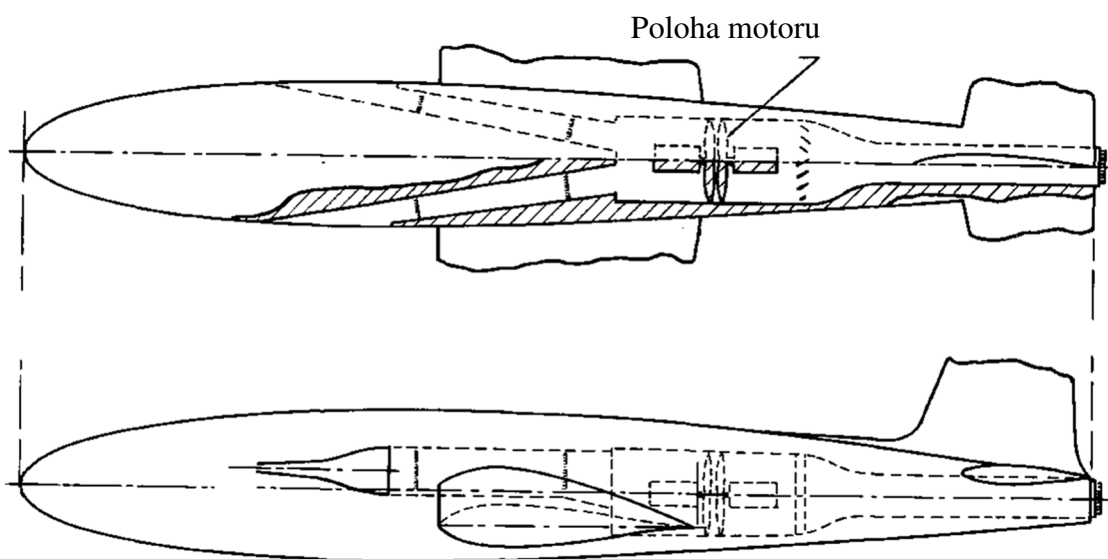
Obr. 3.2 Northrop Grumman X-47B s vstupom vzduchu na vrchnej strane

Takéto umiestnenie má však pomerne veľa nevýhod, ktoré ho obmedzujú pre širšie použitie. Najväčšie nedostatky sa prejavujú pri vysokých uhloch nábehu. V tomto prípade je vstup umiestnený v zákryte za samotným trupom lietadla a je vystavený úplavu v tejto oblasti.

V úplave za lietadlom sú zhoršené podmienky prúdenia a hrubšia medzná vrstva, čo má negatívny vplyv na efektivitu vstupného ústrojenstva ako bolo spomenuté v podkapitole 3.1.1. Preto sa takéto vstupy umiestňujú čo najbližšie k začiatku trupu. Aj napriek tomu je toto umiestnenie je pre NACA vstup nevhodné.

Zdvojené umiestnenie po bokoch trupu

Pomerne bažným spôsobom dodávania vzduchu do turbínového motora je použitie zdvojeného vstupného ústrojenstva s vstupmi vzduchu na oboch stranách trupu. V prípade dvojmotorového usporiadania má každý motor vlastné vstupné ústrojenstvo. Často sa takéto usporiadanie využíva aj pre jednomotorové usporiadanie, kde sa jednotlivé sacie kanály spájajú do jedného pred vstupom do motora.[11]



Obr. 3.3 Príklad zdvojeného sacieho kanála s NACA vstupom[11]

Použitie NACA vstupov na vstupe do jednotlivých sacích kanálov môže byť problematické, hlavne ak by sa jednalo o umiestnenie na stranách lietadla. Problémy môžu nastať pri nenulových uhloch vybočenia, kedy sa vstup na odvrátenej strane môže chovať podobne ako v prípade umiestnenia vstupu na vrchnom povrchu pri vyšších uhloch nábehu. To znamená, že vstup sa dostane do zhoršeného prúdenia a poklesne jeho efektivita. Na druhej strane vstup, z ktorého strany prúdi vzduch pri vybočení, má menšie tlakové straty. Týmto sa vytvárajú rozdiely medzi prúdeniami v jednotlivých kanáloch. Zmeny prúdenia v jednotlivých kanáloch ovplyvňujú aj prúdenie v druhom kanále. Pri nižších hmotnostných prietokoch sa stáva prúdenie v oboch sacích kanáloch nestabilné a dokonca môže to viesť až k vzniku spätného prúdenia v jednom z kanálov. Tento jav môže nastať aj pri nulovom vybočení lietadla. Z týchto dôvodov nie je odporúčané použitie NACA vstupom na zdvojené vstupné ústrojenstvo[11].

Umiestnenie na spodnom povrchu trupu

Takéto umiestnenie sa javí byť najvhodnejším variantom pre NACA vstup. Aj pri vyšších uhloch nábehu nie je oblasť vstupu vystavená zhoršenému prúdeniu a zároveň nenastáva problém zahltienia kanála ako je to v prípade zdvojeného vstupného ústrojenstva. Dokonca vplyvom ram efektu sa môže pri vyšších uhloch nábehu zlepšovať prúdenie vstupným ústrojenstvom.

Takéto umiestnenie sa používa u väčšiny riadených striel s plochou dráhou letu a to aj pri osadení NACA vstupom, ktorý si zachováva dobré charakteristiky a vysokú účinnosť v celom prevádzkovom rozsahu. Avšak vplyvom vybočenia môže klesať účinnosť takéhoto vstupného ústrojenstva. Tento pokles nie je tak výrazný, aby to mohlo spôsobiť problémy pri bežnej prevádzke.

3.1.3. Interakcie s okolitou geometriou

Dôraz musí byť kladený aj na prípadné interakcie NACA vstupu s príslušnými časťami lietadla. Najvýraznejšia interakcia môže nastať s krídlom. Blízkosť krídla lietadla môže výrazne ovplyvniť prúdenie v oblasti vstupu do motora a zároveň vstupné ústrojenstvo môže neblaho ovplyvniť vlastnosti krídla.

Pohlcovanie víru z krídla vstupným ústrojenstvom

Vír vytvorený deltoídnou časťou krídla je veľkým zdrojom vztlaku krídla pri nízkych rýchlostiach a vysokých uhloch nábehu. Toto sa využíva hlavne pri stíhacích lietadlách, ktoré majú pomerne malé krídlo, s ktorým by inak neboli schopný letu na nízkych rýchlostiach. Pri nevhodnom umiestnení vstupného ústrojenstva by mohlo dôjsť k ovplyvneniu tohto víru alebo k pohlteniu jeho časti a tým pádom aj zníženiu vztlaku, ktorý je generovaný týmto vírom pri nízkych rýchlostiach a veľkých uhloch nábehu[3].

Zvýšenie rýchlosti a tlaku v oblasti vstupu kvôli prúdeniu okolo krídla

Obece pri umiestnení vstupu vzduchu treba dbať hlavne na prúdové pole a jeho charakteristiky v okolí krídla. Nevhodným umiestnením sa môže dostať vstup vzduchu priamo do úplavu za krídlom pri väčších uhloch nábehu. Z toho vyplýva, že v takomto prípade, nemôže vstupné ústrojenstvo pracovať správne a klesá jeho efektívnosť.

Zvýšenie tlakových strát a tým pádom aj účinnosti vstupu môže byť pri vyšších Machových číslach spôsobené separáciou medznej vrstvy, ale hlavne vznikom rázových vln pozdĺž trupu lietadla. Špecifickými miestami, kde môže nastať vznik rázových vln, sú oblasti prechodu krídlo – trup a na hornom a spodnom poťahu krídla v prípade, že je dosiahnuté kritické Machovo číslo pre daný profil. Oblasti ovplyvnené rázovými vlnami sú charakteristické vyššími tlakovými stratami a väčšou hrúbkou medznej vrstvy, ktorá môže viesť až k separácii prúdenia. Do takýchto oblastí je nevhodné umiestňovať NACA vstup, ktorý je citlivý na hrúbku medznej vrstvy. Preto pri takomto umiestnení rastú tlakové straty s Machovým číslom rýchlejšie ako v prípade umiestnenia do oblasti neovplyvnenej rázovými vlnami. Ďalším problémom pri umiestnení NACA vstupu v blízkosti krídla je zvýšenie lokálnych rýchlostí prúdenia vzduchu v oblasti tohto vstupu, kde sa môže dosiahnuť až kritická rýchlosť. Následne vznikajú rázové vlny priamo v sacom kanále a tým sa zvyšujú tlakové straty. Ideálne sa dá vyhnúť týmto problémom umiestnením vstupu vzduchu na trup pred samotné krídlo[7].

3.2. Rozbor vnútornej aerodynamiky

Vnútorňou aerodynamikou sa v tomto prípade myslia deje, ktoré prebiehajú priamo vo vstupnom ústrojenstve, čiže vo vstupe a v sacom kanále. Dôraz je kladený hlavne na vplyv jednotlivých dizajnových parametrov na účinnosť vstupného ústrojenstva, hlavne na tlakovú premenu a distorziu prúdenia. V rozbere sú zahrnuté návrhové premenné NACA vstupu a sacieho kanála. Zohľadnené sú aj možné spôsoby vylepšenia výkonov pre takéto vstupné ústrojenstvo.

3.2.1. Sací kanál

Tvarovanie sacieho kanála hrá významnú rolu pre dosiahnutie optimálnej účinnosti vstupného ústrojenstva. Sací kanál sa chová ako difúzor, preto sa v smere prúdenia zväčšuje plocha prierezu, aby bolo dosiahnuté zvýšenie tlaku. Znamená to vytvorenie nepriaznivého tlakového gradientu a tým pádom zrýchlenie rastu medznej vrstvy. Pri veľkej divergencii stien môže vplyvom nepriaznivého tlakového gradientu a hrubej medznej vrstvy nastať odtrhnutie medznej vrstvy od stien sacieho kanála. Použitie NACA vstupu má za následok potrebu radiálneho odsadenia vstupu do sacieho kanála oproti výstupu. To znamená, že sací kanál musí mať geometriu v tvare S (S-duct). Takéto tvarovanie je zdrojom nepriaznivého sekundárneho prúdenia vplyvom odstredivých síl, kde vzniká tlakový gradient medzi vonkajšou a vnútornou stranou záhybu kanála. Tento jav je najsilnejší v prvom záhybe tohto kanála, kde môže dôjsť k odtrhnutiu prúdenia na vnútornej strane záhybu. Všetky tieto vplyvy významne ovplyvňujú tlakové straty a distorziu prúdenia. Na eliminovanie týchto problémov treba správne navrhnuť nasledujúce parametre[1]:

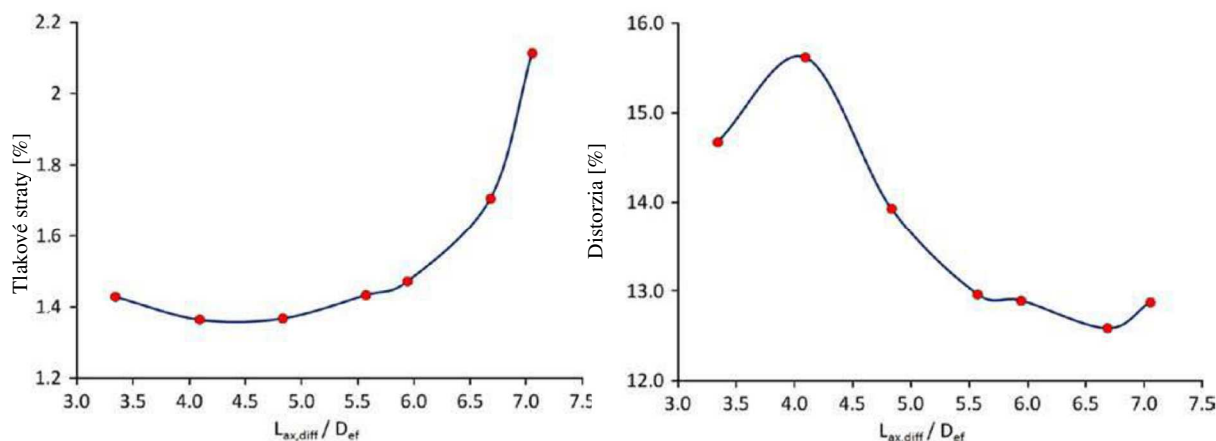
- Plocha vstupného prierezu
- Dĺžka sacieho kanála
- Tvarovanie prierezov po dĺžke kanála

Plocha vstupného prierezu

Základným parametrom na stanovenie geometrie vstupu je vypočítanie minimálneho prierezu sacieho kanála, na ktorom sú závislé jednotlivé parametre NACA vstupu a tým pádom aj jeho celkový tvar. Plocha vstupného prierezu do sacieho kanála je v prípade použitia NACA vstupu zároveň plochou s minimálnym prierezom. Preto musí byť určená na základe vyžadovaného hmotnostného prietoku a Machovho čísla tak, aby nebolo dosiahnuté nadzvukové prúdenie v žiadnej časti kanála. Charakteristiky vzduchu vstupujúceho do sacieho kanála nie sú ideálne, pretože je ovplyvnený prvkami lietadla pred týmto kanálom a samotným charakterom NACA vstupu, ktorý je charakteristický tvorbou dvoch vírov zvyšujúcich turbulencie. Vplyv medznej vrstvy takisto nemôže byť zanedbaný. Preto optimálna plocha najužšieho prierezu by mala byť pre zlepšenie prúdenia väčšia ako minimálna plocha zabráňujúca zahľteniu prierezu z dôvodu možného objavenia sa lokálnej oblasti so supersonickým prúdením a ďalších nežiadúcich javov. Pomer tohto zväčšenia je závislý na viacerých parametroch[1].

Dĺžka sacieho kanála

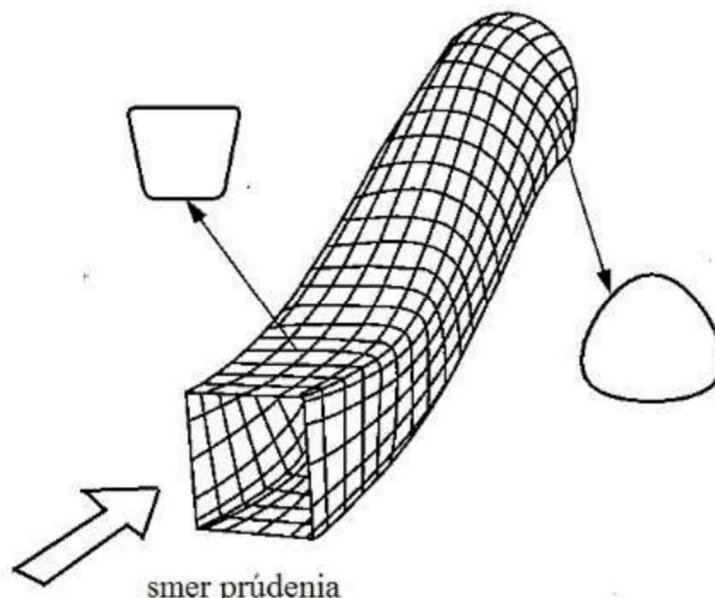
Dĺžka sacieho kanála je ďalší parameter ovplyvňujúci ako tlakové straty, tak i distorziu prúdenia hlavne v prípade kanála v tvare S. Distorzia sa so zväčšujúcou dĺžkou kanála znižuje, avšak zároveň stúpajú tlakové straty z dôvodu zväčšovania medznej vrstvy. Preto finálna dĺžka kanála musí byť kompromisom medzi tlakovými stratami a distorziou prúdenia. Pre priame kanály, kde je distorzia na vstupe nízka, môže byť zvolená krátka dĺžka kanála. Avšak pre sacie kanály tvaru S s veľkým radiálnym odsadením vstupu sa vyžaduje väčšia dĺžka pre zabránenie separácie medznej vrstvy. Navyše pri použití NACA vstupu sú zvýšené požiadavky na ukladanie prúdenia v sacom kanále, keďže samotný NACA vstup je zdrojom prídavných distorzií. Z toho vyplýva, že pri takomto vstupnom ústrojenstve sa vyžaduje väčšia dĺžka kanála aj napriek zvýšeniu tlakových strát. Nasledujúci Obr. 3.4 zobrazuje tlakové straty a distorziu prúdenia v závislosti na axiálnej dĺžke sacieho kanála pri radiálnom odsadení $O_{ef}/D_{ef} = 2$, kde O_{ef} je radiálne odsadenie vstupu, D_{ef} je priemer vstupu do motora a L_{ax} je axiálna dĺžka sacieho kanála. Z uvedeného vyplýva, že tlakové straty začínajú výrazne rásť pri vyšších dĺžkach[15].



Obr. 3.4 Vplyv dĺžky sacieho kanála na tlakové straty a distorziu[15]

Tvarovanie prierezov po dĺžke kanála

Často býva dĺžka kanála obmedzená na určitú hodnotu z dôvodu priestorových požiadaviek vo vnútri trupu. Pri takýchto prípadoch môžu byť presiahnuté odporúčané hodnoty krivosti kanála a difúzie zabráňujúce separácii prúdenia a môže nastať separácia prúdenia a zvýšenie tlakových strát. Separácii prúdenia sa dá zabrániť správnym tvarovaním prierezov v sacom kanále. Jedným z takýchto spôsobov je použitie Gerlachovho tvarovania, ktoré je znázornené na Obr. 3.5. Kanál je tvarovaný tak, aby na vonkajších stenách záhybov dochádzalo k urýchľovaniu prúdenia a na vnútorných stenách k jeho spomaľovaniu. Týmto spôsobom sa dosiahne zníženie tlakového gradientu medzi stenami kanála, bez toho aby bola zmenená priemerná rýchlosť v celom priereze[1].



Obr. 3.5 Príklad Gerlachovho tvarovania sacieho kanála[1]

Dôležitým faktorom pre zabránenie tvorby separácie prúdenia je aj dosiahnutie plynulého prechodu medzi jednotlivými prierezmi kanála. V kanále by sa nemali vyskytovať žiadne hrany alebo miesta, ktoré by mohli spôsobovať vznik distorzií. Zároveň veľkosti plôch prierezov pozdĺž kanála by sa mali plynule zväčšovať od najužšieho miesta až po vstup do motora. Nerovnomerné zvyšovanie veľkosti týchto plôch by mohlo mať za následok zhoršenie priebehu tlakového gradientu a prípadnú separáciu prúdenia.

3.2.2. NACA vstup

Tento typ vstupu je charakteristický veľkým množstvom premenných parametrov, ktoré ovplyvňujú jeho geometriu. Najdôležitejšími parametrami, na ktoré treba brať ohľad pri návrhu vstupného ústrojenstva sú:

- Tvar obrysu vstupu
- Pomer šírky k hĺbke (w/d) vstupu do sacieho kanála
- Tvar a sklon podlahy
- Profil hrany na vstupe a jeho sklon

Obrys vstup

Ako už bolo spomenuté tvar obrysu NACA vstupu má výrazný vplyv na jeho funkciu, keďže jeho podstatou je tvorba vírov okolo vrchnej hrany bočných stien. Preto netreba podceňovať jeho správne tvarovanie, pre dosiahnutie čo najúčinnnejšieho vírenia. Hlavnou podmienkou je divergentný priebeh obrysu. Za najúčinnnejší sa považuje tvar podľa [4], ktorý je znázornený na Obr. 4.2. Vstup vzduchu väčšinou býva umiestnený na zakrivenej ploche, preto si treba dať pozor, aby pri použití tohto tvaru nebol obrys príliš zdeformovaný.

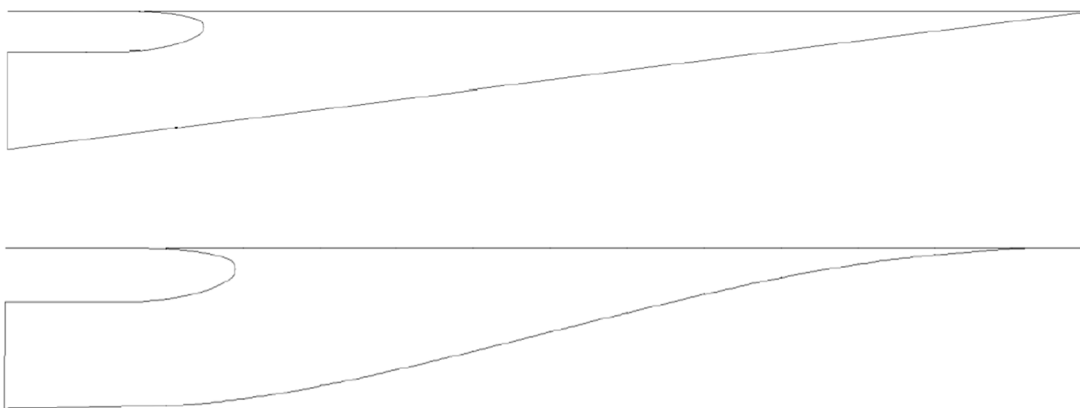
Pomer šírky k hĺbke vstupu do sacieho kanála

Vplyv tohto parametru je najväčší v prípade použitia vstupu s paralelnými bočnými stenami, ktorý nasáva celú medznú vrstvu. Preto pri väčšej šírke vstupu sa nasáva viac medznej vrstvy a tlakové straty sú výraznejšie. Znižovaním pomeru šírky k hĺbke sa znižuje aj celkové množstvo nasatej medznej vrstvy a znižujú sa tlakové straty. Najlepšiu hodnotu tlakových strát dosahuje takýto vstup pri pomere $w/d = 1$.

Použitím divergentného obrysu NACA vstupu sa dá tento vplyv obmedziť. Vírenie vytvorené na hranách bočných stien odkláňa medznú vrstvu od vstupu. Tým pádom je pohltenej menej vzduchu ovplyvneného medznou vrstvou a tlakové straty sa výrazne nezvyšujú pri zväčšovaní pomeru w/d . Vďaka použitiu divergentného tvarovania bočných stien sa nárast tlakových strát zvyšujúcim sa pomerom w/d zmenšil približne na polovicu a ideálna hodnota pomeru výšky k šírke je 3 až 4[4].

Tvar a sklon podlahy

Podlaha v prípade NACA vstupu býva v dvoch variantoch: rovná alebo zakrivená. Rovná podlaha vykazuje vo väčšine prípadov lepšie vlastnosti, čo sa týka tlakovej premeny, ako zakrivená. Rozdiel medzi týmito druhmi je pomerne malý, v rozmedzí do 2 percent. Preto pri výbere tvaru podlahy pri návrhu vstupného ústrojenstva, sa môžeme riadiť priestorovými požiadavkami.



Obr. 3.6 Porovnanie rovnej a zakrivenej podlahy

Výber správneho sklonu podlahy je však zložitejšia vec. Obecne platí, že zvyšovaním uhla podlahy sa zvyšujú tlakové straty vstupu. V tomto prípade pri zvyšovaní uhla podlahy je väčšina strát zapríčinená geometrickými zmenami v tvare vstupu. Zvyšovaním uhla podlahy pri zachovaní rovnej výstupnej plochy a pomeru w/d sa zásadne mení geometria obrysu vstupu. Zvyšuje sa uhol medzi divergentnými stenami, čo má nepriaznivé účinky. Zvyšuje sa tým sklon k separácii prúdenia a zároveň sa zvyšuje uhol medzi neovplyvneným prúdením a bočnými stenami. Z tohto dôvodu je vytváranie vírenia na hranách bočných stien náročnejšie. Medzná vrstva nie je dostatočne dobre odklonená a zvyšuje sa množstvo pohltenej medznej vrstvy kanálom. Z toho vyplýva, že najlepšie vlastnosti vykazuje vstup s nízkym uhlom podlahy. V praxi sú však nízke uhly len ťažko dosiahnuteľné z dôvodu nedostatku priestoru, keďže takýto vstup by musel mať dlhší sací kanál pre dosiahnutie jeho optimálneho tvarovania. Preto sa javí ako najvhodnejšie použiť uhla podlahy v rozmedzí $5 - 7^\circ$ [4].

Profil hrany na vstupe a jeho sklon

Voľba správneho profilu na hrane do sacieho kanála je dôležitá hlavne z hľadiska kritického Machového čísla. Výskyt lokálnej oblasti s supersonickým prúdením je nežiadúci kvôli zvýšeniu tlakových strát. Keďže rozloženie uhla nábehu na tomto profile sa mení po rozpätí, geometrické skrútenie profilu po rozpätí môže byť vhodné. Aby sa zabránilo dosiahnutiu supersonického prúdenia na vnútornej strane profilu, je vhodné profil skrútiť smerom do vnútra vstupu [8].

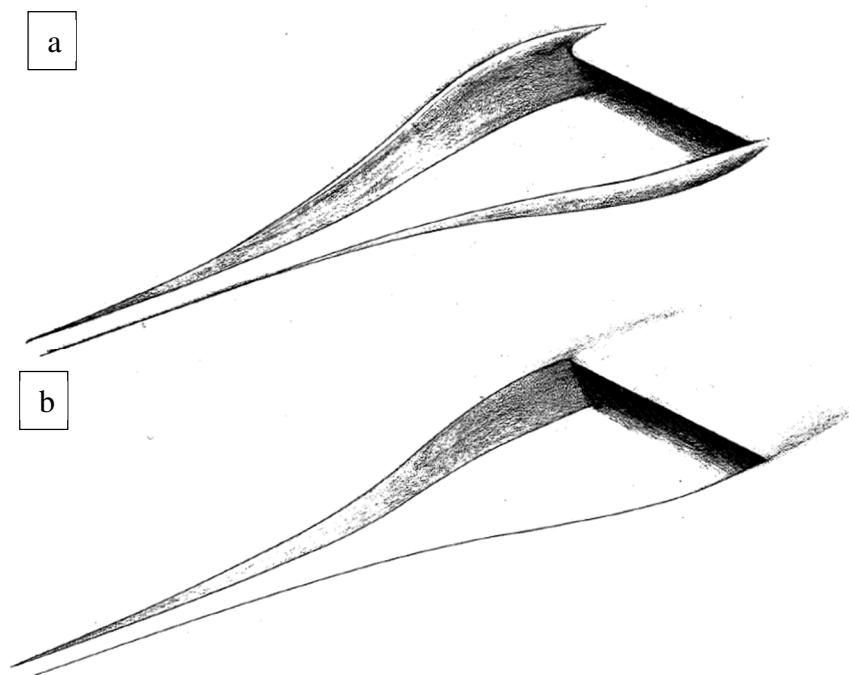
3.2.3. Možnosti vylepšenia výkonov

Ďalšie zlepšenie výkonov vstupného ústrojenstva sa dá dosiahnuť použitím niektorých z nasledujúcich spôsobov. Týmito spôsobmi sa dá dosiahnuť hlavne zlepšenie tlakovej premeny, avšak na úkor zhoršenia vlastností vstupného ústrojenstva v inom hľadisku.

Deflektory

Deflektory, v prípade použitia na NACA vstupe, majú tvar výstupkov pozdĺž divergentného obrysu vstupu na Obr. 3.7. Ich hlavnou úlohou je zvýšenie tlakovej premeny prúdenia, ktoré dosahujú usmerňovaním prúdenia v okolí vstupu tak, aby prúd vzduchu nasledoval divergentný obrys bočných stien. Zamedzuje to pretekaniu vzduchu cez vrchnú hranu bočných stien mimo NACA vstup a zároveň pomáha odkláňať medznú vrstvu mimo neho. Pre dosiahnutie čo najlepšej tlakovej premeny je dôležité podotknúť, že požiadavky kladené na dizajn deflektorov

nezávisia len od tvaru a veľkosti vstupného ústrojenstva, ale aj od jeho polohy na lietadle a hrúbky medznej vrstvy v tomto mieste. V oblasti s veľmi tenkou medznou vrstvou môže mať použitie deflektorov nevhodné účinky na tlakovú premenu. Preto sa odporúča použitie deflektorov len v miestach s hrubšou medznou vrstvou[8].



Obr. 3.7 Porovnanie NACA vstupu s deflektormi (a) a bez nich (b)[10]

Deflektory nemusia byť umiestnené pozdĺž celého obrysu a podľa [4] je ukázané, že deflektory majú najlepšie vlastnosti pri pokrytí 50% obrysu v zadnej časti. Pri pokrytí celého obrysu vstupu nastáva len minimálne až žiadne zlepšenie tlakovej premeny v porovnaní s 50% deflektorom, pričom sa prejavuje zvýšením odporu.

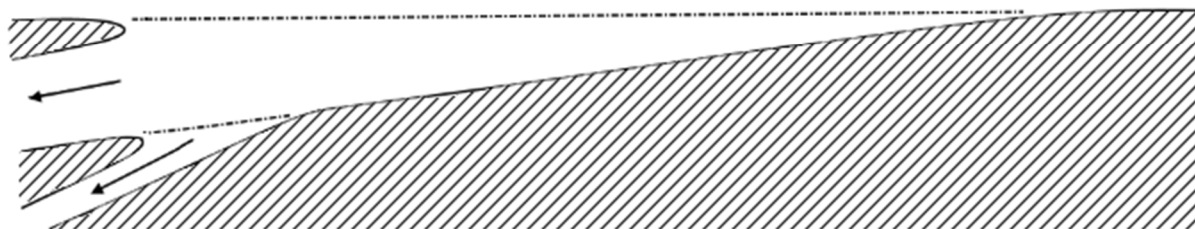
Deflektory však nie sú rovnako prospešné pre všetky typy NACA vstupov. Nárast tlakovej premeny použitím deflektorov je výraznejší pre zväčšujúcu sa divergenciu obrysu. Pri nedivergentných rovnobežných stenách vstupu je ich vplyv zanedbateľný. Z toho vyplýva, že pri plytších vstupoch s väčším pomerom šírky k hĺbke a pri vstupoch s väčším uhlom podlahy je nárast tlakovej premeny väčší.

Napriek tomu, že použitie deflektorov má pozitívny vplyv na tlakovú premenu pre väčšinu typov NACA vstupu, nie vždy je vhodné ich použitie, pretože vplyvajú na zhoršenie charakteristík vstupu z hľadiska jeho odporu. Zvýšenie odporu je najvýraznejšie hlavne pri vstupoch s väčším pomerom šírky k hĺbke a s väčším uhlom podlahy, kde je prírastok tlakovej premeny najväčší. Ako by sa dalo predpokladať, zvýšením veľkosti deflektorov v dĺžke aj výške zvyšuje celkový odpor. Toto zvýšenie odporu môže byť v závislosti na použití NACA vstupu neprípustné[10].

Riadenie medznej vrstvy

Ďalším možným spôsobom, ako by sa dalo zlepšiť účinnosť vstupného ústrojenstva, je riadenie medznej vrstvy v oblasti podlahy NACA vstupu. Jedným z možných spôsobov je odsávanie medznej vrstvy, pri ktorom sa hrubá medzná vrstva s veľkými tlakovými stratami odsáva z plôch, na ktorých je to vyžadované. Najlepšie vlastnosti vykazuje vstup s odsávaním medznej

vrstvy na podlahe v blízkosti vstupu do sacieho kanála Obr. 3.8, kde medzná vrstva vykazuje najväčšiu hrúbku[10].



Obr. 3.8 Jeden zo spôsobov odsávania medznej vrstvy

Zlepšenie tlakovej premeny pri použití odsávania medznej vrstvy je porovnateľné s použitím deflektorov. Výhodou oproti deflektorom je výrazne nižší prírastok odporu lietadla. Najlepšie výsledky sú dosiahnuté pri 20% prietoku v odsávacom kanále v porovnaní s prúdením cez NACA vstup do sacieho kanála. V tomto prípade je dôležité posúdiť, či zníženie odporu vyváži nutnosť odsávania takého množstva vzduchu. Avšak, takáto hodnota prietoku je až príliš vysoká pre praktické použitie. Z tohto dôvodu sa použitie odsávania medznej vrstvy nezdá vhodné. Odsávanie nie je jediný spôsob, ktorým sa dá riadiť medzná vrstva. Vyfukovanie medznej vrstvy je ďalší spôsob, ktorý by mal byť zhodnotený[10].

4. METODIKA NÁVRHU VSTUPU VZDUCHU DO MOTORA

V tejto kapitole sú zhrnuté poznatky získané v predchádzajúcich kapitolách, na ktorých základe je vytvorená metodika návrhu vstupného ústrojenstva s NACA vstupom. Dôraz sa klade na udržanie čo najnižších tlakových strát a distorzie prúdenia na vstupe do motora.

Pre vytvorenie vhodnej geometrie je dobré držať sa nasledujúcej metodiky:

1) Stanovenie návrhových prípadov

Ešte pred samotným návrhom je dôležité si ujasniť pri akých podmienkach má vstupné ústrojenstvo fungovať. Dôležité je stanoviť si rozsahy hmotnostných prietokov vyžadovaných turbínovým motorom, Machového čísla voľného nerozrušeného prúdu, uhlov nábehu a vybočenia a rozsahov výšky letu podľa Medzinárodnej štandardnej atmosféry. Podľa typickej letovej misie stanoviť hodnoty týchto parametrov, na ktoré má byť navrhnuté vstupné ústrojenstvo optimalizované. V ďalšom výpočte sa bude vychádzať z týchto hodnôt, pre ktoré sa optimalizuje geometria vstupu, aby sa dosiahlo čo najnižších tlakových strát a distorzie prúdu.

2) Minimálny prierez sacieho kanála

Minimálny prierez je stanovený na základe stanoveného hmotnostného prietoku vzduchu tak, aby nebola dosiahnutá rýchlosť zvuku v žiadnom bode sacieho kanála. Zo stanoveného hmotnostného prietoku je vypočítaná minimálna plocha prierezu, ktorý by bol schopný pojať tento prietok pri zadaných podmienkach.

$$\dot{m} = \frac{A \cdot p_t}{\sqrt{T_t}} \cdot \sqrt{\frac{\kappa}{R}} \cdot Ma \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma^2\right)^{-\frac{\kappa + 1}{2 \cdot (\kappa - 1)}} \quad (5)$$

Z rovnice (5) [20] je odvodený vzťah (6) pre minimálnu plochu prierezu zabraňujúcu zahľteniu tohto prierezu:

$$A_{min} = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{T_t}}{p_t} \cdot \sqrt{\frac{R}{\kappa}} \cdot \frac{1}{Ma} \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma^2\right)^{\frac{\kappa + 1}{2 \cdot (\kappa - 1)}} \quad (6)$$

Kde T_t je celková teplota

P_t je celkový tlak

R plynová konštanta

κ je Poissonova konštanta

Plocha minimálneho prierezu by mala byť väčšia ako vypočítaná pre zabránenie nežiadúcich javov. Ideálne by mala byť vybratá plocha, ktorá je 1,2 až 1,7 násobok vypočítanej minimálnej plochy. Pri použití NACA vstupu sa odporúčajú nižšie násobky v rozmedzí 1,2 až 1,4 násobku minimálnej plochy, keďže tento typ vstupu je náchylný na hmotnostný prietok. Pri nízkom pomere hmotnostného prietoku zachyteného vstupom k hmotnostnému prietoku rovnakej plochy v nerozrušenom prúde sa môže stať NACA vstup nestabilný[1].

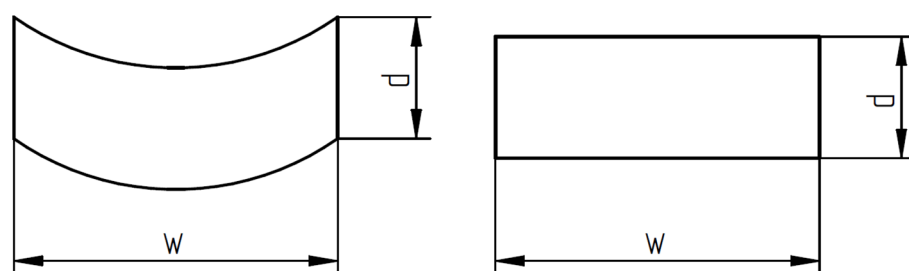
3) Poloha NACA vstupu a axiálna dĺžka sacieho kanála

Na základe polohy motora, priestorových možností a stanovených odporúčaní pre umiestnenie vstupu z kapitoly 3 sa vyberú oblasti, kde by mohol byť umiestnený. Treba brať ohľad na interakciu vstupu s okolitou geometriou a požiadavky kladené na vstup.

Ako najvhodnejšie sa javí umiestnenie vstupu na spodnom povrchu lietadla v oblasti, ktorá nie je ovplyvnená krídlom, najvhodnejšie ešte pred krídlom. Zároveň pri navrhovaní polohy treba brať do úvahy aj axiálnu dĺžku sacieho kanála. Podľa Obr. 3.4 je optimálna dĺžka kanála v rozmedzí 4,5 až 6,5 násobku priemeru vstupu do motora, ktorá je kompromisom medzi tlakovými stratami a distorziu prúdenia [15].

4) Pomer šírky k hĺbke najužšieho prierezu (w/d)

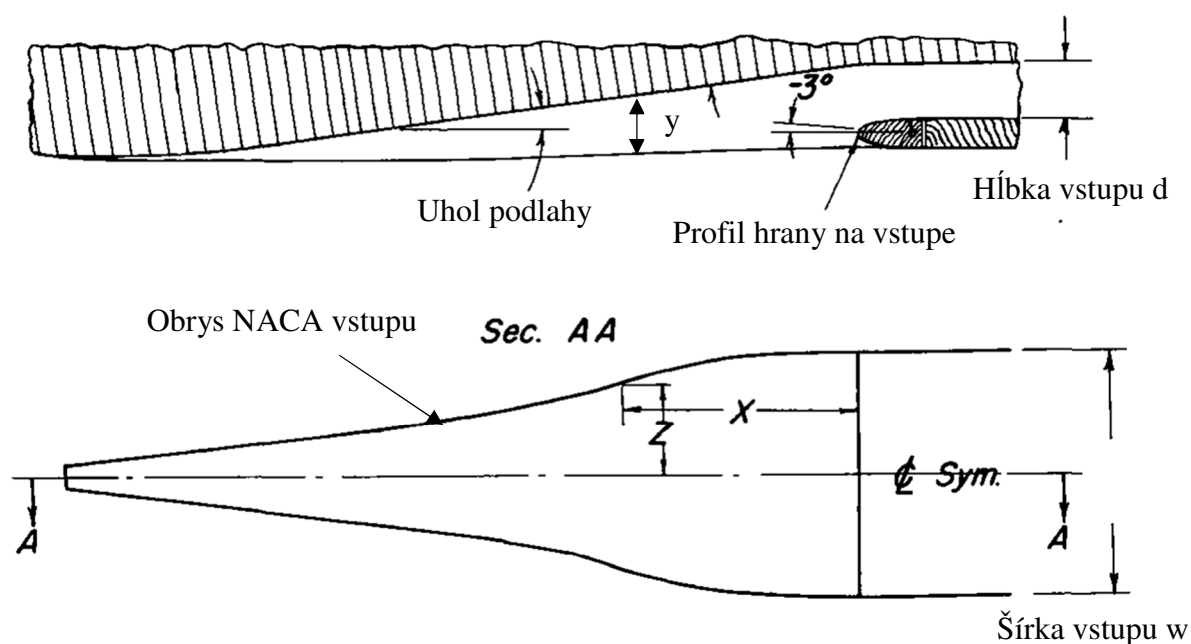
Tento pomer je dôležitý v prípade návrhu správneho vstupného ústrojenstva. Pre dosiahnutie optimálnych hodnôt by mala byť vybraná hodnota v rozmedzí 3 až 5. Najlepšiu tlakovú premenu vykazuje NACA vstup pri hodnote $w/d = 4$. Tento pomer by mal byť dodržaný aj pri umiestnení vstupu na zakrivenú plochu, kde tvar prierezu by mal kopírovať tvar plochy trupu[4].



Obr. 4.1 Porovnanie prierezov s rovnakým pomerom w/d

5) Sklon a tvar podlahy

V závislosti na priestorových požiadavkách vo vnútri lietadla sa vyberie sklon podlahy vstupu a jeho tvar. Rovný tvar podlahy je preferovaný pred zakriveným. Sklon podlahy by mal byť ideálne v rozmedzí 5-7°. Vyššie hodnoty vykazujú zhoršenie vlastností vstupu. Pri malých uhloch si treba dať pozor, aby bolo možné dosiahnuť vhodného tvarovania sacieho kanála.



Obr. 4.2 Schematické zobrazenie NACA vstupu [4]

Tab. 4.1 Jednotkové súradnice zakrivenej a rovnej podlahy[4]

	Zakrivená podlaha	Rovná podlaha
x [-]	y [-]	y [-]
1	0	0
0,9178	0,004	0,0822
0,834	0,0405	0,166
0,75	0,1015	0,25
0,6668	0,1870	0,3332
0,5838	0,2935	0,4162
0,5004	0,4109	0,4996
0,4168	0,5320	0,5832
0,3334	0,6548	0,6666
0,2502	0,7720	0,7498
0,1667	0,8762	0,8333
0,0834	0,9570	0,9166
0	1	1

6) Tvar obrysu NACA vstupu

Najrozšírenejším zároveň najvhodnejším tvarom obrysu vstupu je tvar podľa [4]. V nasledujúcej Tab. 4.2 sú jeho súradnice v závislosti na axiálnej vzdialenosti. Hodnoty sú zadané pre jednotkovú veľkosť, aby bolo jednoducho možné tento tvar transformovať pre zadanú šírku a dĺžku vstupu.

Tab. 4.2 Jednotkové súradnice obrysu NACA vstupu[4]

x [-]	z [-]
0	0,5
0,099764	0,496875
0,199527	0,457813
0,299291	0,382813
0,399054	0,303125
0,498818	0,242188
0,598582	0,195313
0,698345	0,154688
0,798109	0,117188
0,897872	0,079688
1	0,042188

7) Profil a sklon na hrane vstupného prierezu

Dôležitú rolu zohráva aj profil na zadnej hrane výrezu NACA vstupu. Vybratý je profil s vysokým kritickým Machovým číslom, aby nevzniklo supersonické prúdenie v sacom kanály. Pre zlepšenie jeho vlastností je ideálne zmeniť jeho sklon o 3° smerom do vnútra sacieho kanála. Súradnice profilu sú zobrazené v Tab. 4.3 a sú vzťahnuté na hĺbku vstupu do sacieho kanála w , pričom súradnica x začína na špičke profilu[8].

Tab. 4.3 Jednotkové súradnice profilu na hrane do sacieho kanála[4]

x/w [-]	y/w [-]
1	0
0,875	0,002
0,75	0,006
0,625	0,012
0,5	0,021
0,375	0,036
0,25	0,056
0,125	0,087
0	0,197
0,125	0,325
0,25	0,375
0,375	0,412
0,5	0,44
0,625	0,462
0,75	0,481

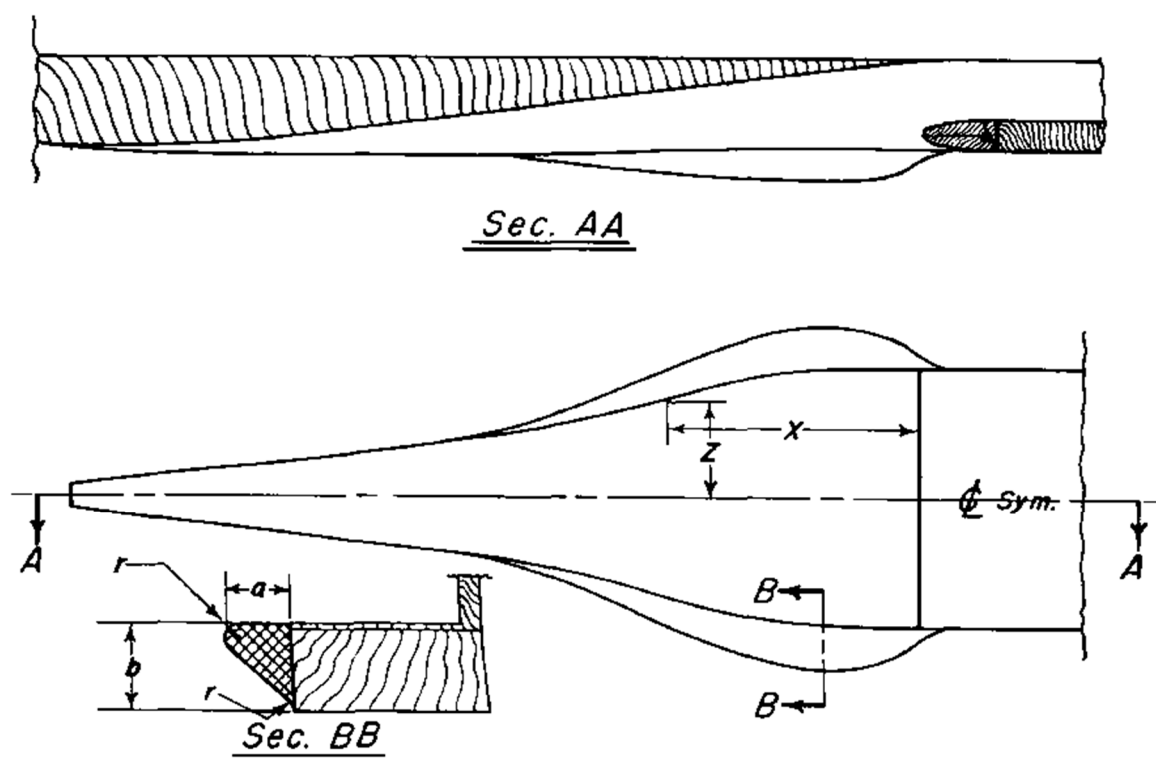
Po stanovení predchádzajúcich parametrov je možné stanoviť celkovú geometriu NACA vstupu, z ktorej sa bude vychádzať pri návrhu geometrie sacieho kanála.

8) Tvarovanie sacieho kanála

Tvar sacieho kanála musí byť plynulý po celej dĺžke. Plochy na seba musia dotýčnicovo nadväzovať a to aj v prípade prepojenia sacieho kanála a NACA vstupu alebo vstupu do motora. Veľkosť plochy prierezov po dĺžke kanála by mala plynulo rásť bez výrazných zlomov v priebehu veľkosti týchto plôch. Jednotlivé prierezy je vhodné tvarovať podľa Gerlachovho tvarovania popísaného v podkapitole 3.2.1.

9) Výber deflektorov

Pre zlepšenie tlakovej premeny možno použiť deflektory na bočných hranách obrysu NACA vstupu. Vybrať sa dá z viacerých druhov, avšak pre väčšinu použití je najvhodnejší 50% deflektor, ktorý je tvarovaný podľa [3]. Jeho tvar a súradnice sú zobrazené v nasledujúcej Tab. 4.4 a Obr. 4.3.



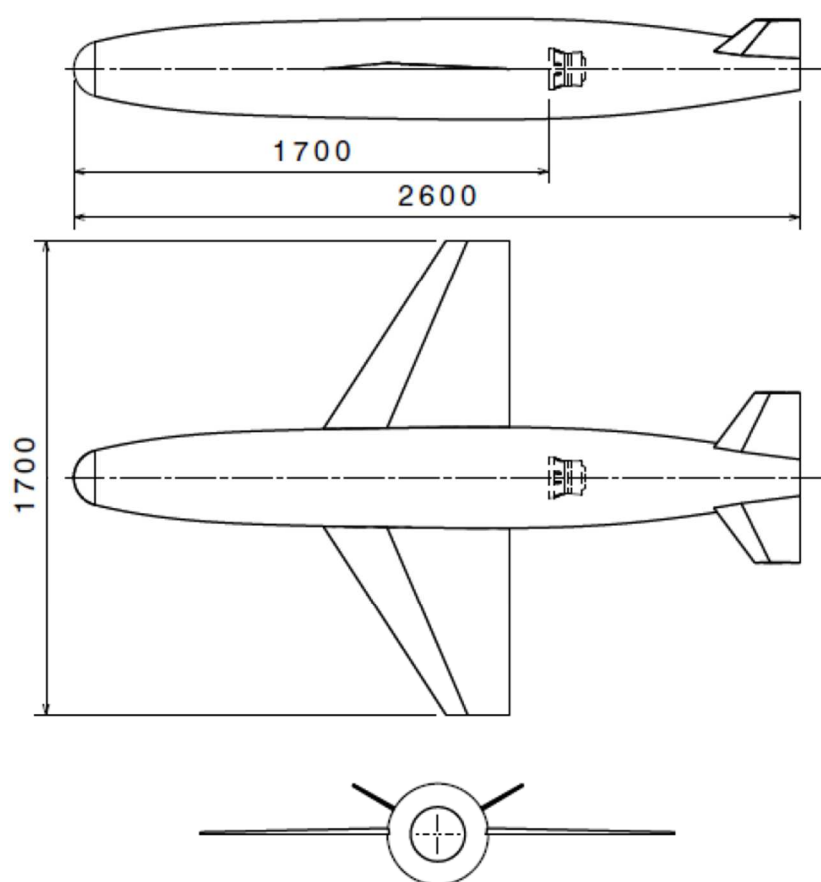
Obr. 4.3 Schematické znázornenie deflektorov[3]

Tab. 4.4 Jednotkové súradnice jednotlivých parametrov deflektora[3]

Poloha x [-]	Výška a [-]	Šírka b [-]	Polomer r [-]
-0,02986	0	0	0
-0,01517	0,00327	0,004692	0,000664
0	0,010616	0,015308	0,002227
0,029858	0,021137	0,030427	0,004455
0,06019	0,029858	0,042986	0,006256
0,090047	0,034171	0,049194	0,007156
0,119905	0,035308	0,050853	0,007393
0,150237	0,035118	0,050569	0,007393
0,180095	0,034265	0,049336	0,007204
0,209953	0,032891	0,047346	0,006919
0,23981	0,044929	0,044218	0,006445
0,270142	0,027867	0,040142	0,005829
0,3	0,024739	0,03564	0,005213
0,329858	0,021422	0,030853	0,004502
0,36019	0,017536	0,025261	0,003697
0,390047	0,01346	0,019384	0,002844
0,419905	0,009479	0,013649	0,001991
0,450237	0,005308	0,008341	0,001232
0,480095	0,002749	0,003981	0,000569
0,509953	0	0	0

5. NÁVRH VSTUPNÉHO ÚSTROJENSTVA

Pre overenie metodiky návrhu vstupného ústrojenstva typu NACA vstup pre turbínový motor bolo vytvorené zamestnancami leteckého oddelenia firmy První brněnská strojírna Velká Bíteš, a.s., doplňujúce zadanie diplomovej práce. Úlohou tohto zadania je vytvoriť vstupné ústrojenstvo turbínového motora PBS TJ 100 pre stanovený bezpilotný prostriedok. Jedná sa o obecnú geometriu bezpilotného prostriedku používanú vo firme PBS Veľká Bíteš pre porovnávanie vlastností jednotlivých druhov kanálov sania vzduchu. Geometria vonkajších plôch tohto prostriedku bola dodaná vo formáte STEP aj s presne vymedzenou polohou vstupnej časti motora, ktorej poloha je nemenná. Vstupná časť motora je pred nábežnými hranami lopatiek obežného kola kompresora tvorená konfuzornou časťou, na ktorú nadväzuje vlastný meridián kompresora. Výpočtová analýza kompresora sa doporučuje vykonávať aj s touto vstupnou časťou, ktorá je súčasťou 3D modelu [18].



Obr. 5.1 Muška bezpilotného prostriedku so stanovenou polohou motora

Podmienky, pri ktorých má byť vykonaná analýza vstupného ústrojenstva, sú určené podľa najbežnejších aplikácií pre turbínový motor PBS TJ 100. Zadaná je požiadavka na čo najmenšiu čelnú plochu, preto je vyžadované vytvorenie riešenia na základe NACA vstupu. Návrh vstupu kanála sania má vyhovovať zadaným kritériám pre podmienky v dvoch prípadoch: prvý prípad pre rýchlosť $Ma = 0,2$ a atmosférické podmienky Medzinárodnej štandardnej atmosféry (MSA) v 0 m a druhý prípad pre rýchlosť $Ma = 0,8$ a atmosférické podmienky MSA v 1000 m. Oba prípady majú byť uvažované pre redukovaný hmotnostný prietok vzduchu motorom o hodnote $Mr = 6500 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$ [18].

Požadované kritéria pre zadané prípady:

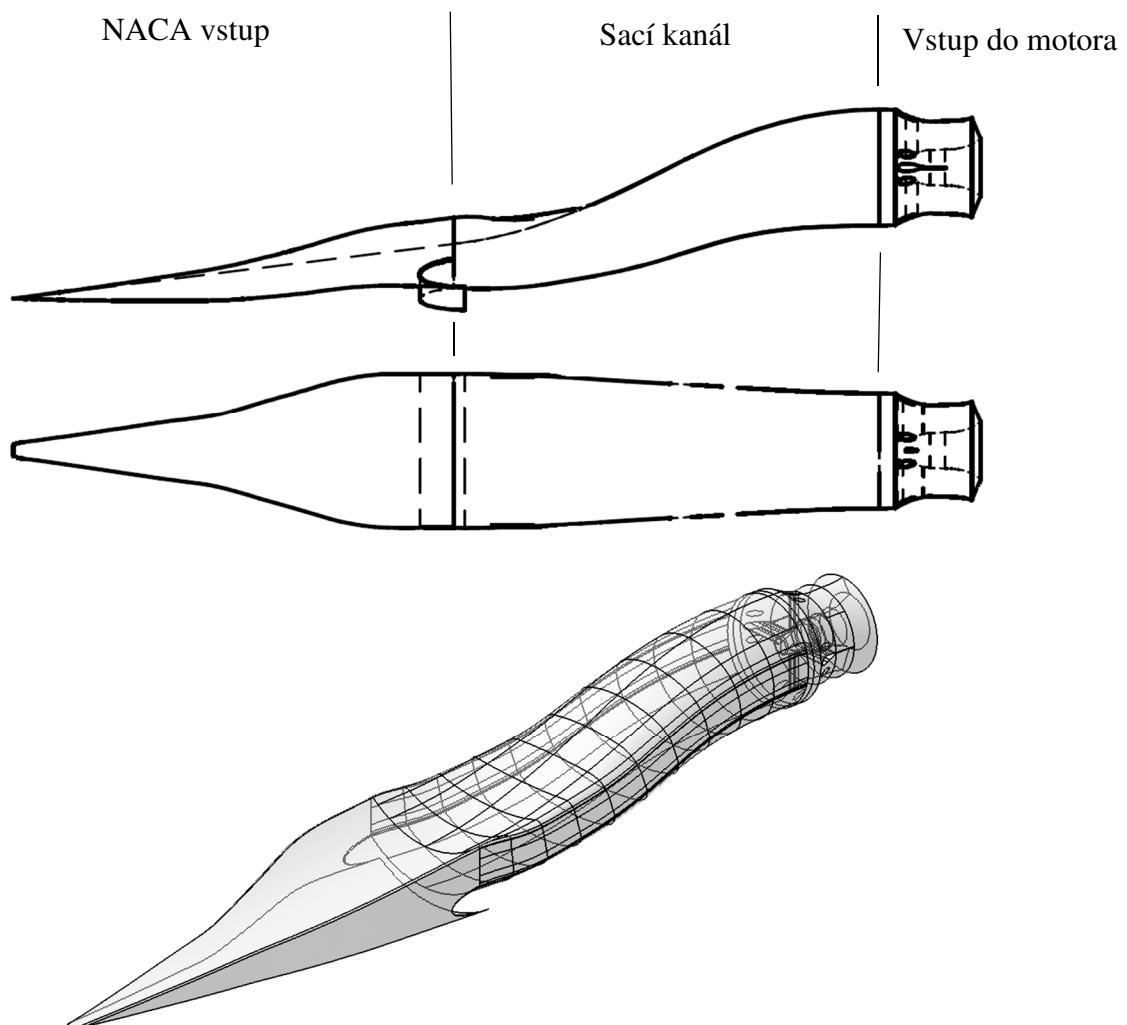
- Maximálna tlaková strata: 3 %
- Maximálna distorzia prúdu na vstupe do kompresoru: $DC_{60} \geq -0,5$

Kritérium maximálnej distorzie DC_{60} je vysvetlené rovnicou (3).

5.1. CAD model

Geometria vstupu vzduchu bola vytvorená na základe stanovených podmienok pre $Ma = 0,8$ a hmotnostný prietok 6500 kg.m^{-1} pre podmienky MSA v 1000 m. Tento výpočtový bod je považovaný za charakteristický bod pre charakteristickú misiu bezpilotného prostriedku so zadaným turbínovým motorom. Pričom je uvažované, že väčšinu letovej misie je vystavený týmto podmienkam. Z tohto dôvodu je vstup optimalizovaný na zadané podmienky aj pri možných zhoršených vlastnostiach pri podmienkach odlišných zadaným.

Vstupné ústrojenstvo je rozdelené na tri časti a to NACA vstup, sací kanál a vstupná časť do kompresoru motora, čo je znázornené na Obr. 5.2. Vstup do motora má presne stanovenú geometriu a polohu v trupe bezpilotného prostriedku, preto sa jej ďalej venovať nebudeme. V ďalších kapitolách je podrobne rozobratý návrh sacieho ústrojenstva a NACA vstupu.



Obr. 5.2 Schematické znázornenie navrhnutého vstupného ústrojenstva

5.1.1. Stanovenie prierezu kanála

Výstupný prierez sacieho kanála je daný geometriou turbínového motora a je nemenný a pri návrhu je braný ako fixná hodnota. Plocha výstupného prierezu je $16512,58 \text{ mm}^2$.

Minimálna plocha prierezu bola stanovená na základe stanoveného hmotnostného prietoku vzduchu tak, aby nebola dosiahnutá rýchlosť zvuku v žiadnom bode sacieho kanála. Výpočet bol vykonaný podľa rovnice v kapitole 4.

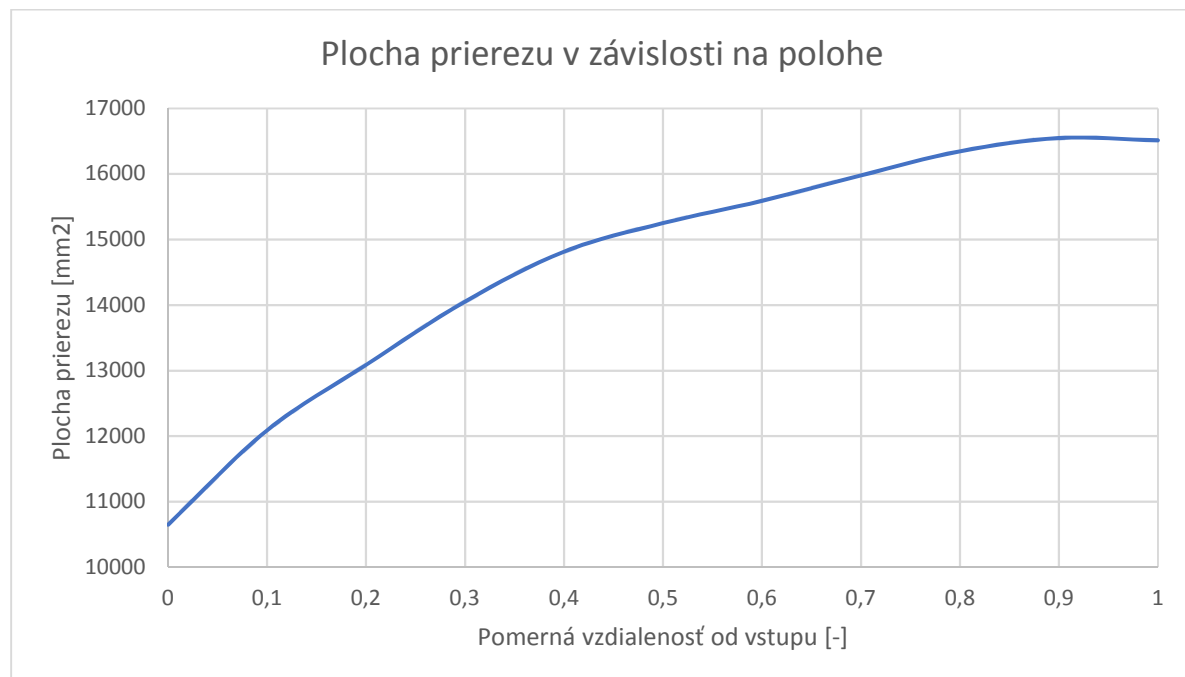
$$A_{min} = \frac{\dot{m} \cdot \sqrt{T_t}}{p_t} \cdot \sqrt{\frac{R}{\kappa}} \cdot \frac{1}{Ma} \cdot \left(1 + \frac{\kappa - 1}{2} \cdot Ma^2\right)^{\frac{\kappa + 1}{2 \cdot (\kappa - 1)}} \quad (7)$$

$$= 8637,38 \text{ mm}^2$$

Z dôvodu zamedzenia nepriaznivých vplyvov bola hodnota plochy prierezu zvolená ako 1,25 násobok minimálnej plochy prierezu:

$$A_c = 1,25 \cdot A_{min} = 10796,73 \text{ mm}^2 \quad (8)$$

Zvyšné plochy medzi najužším miestom a výstupnou plochou sacieho kanála boli stanovené tak, aby sa ich hodnota plynule a postupne zvyšovala až na hodnotu plochy výstupného prierezu. Prípadné neplynulé alebo skokové zmeny, by mohli zapríčiniť zvýšenie turbulencie, distorzie, prípadne až odtrhnutie medznej vrstvy a vznik spätného prúdenia. Obr. 5.3 ukazuje plynulú zmenu plochy prierezu navrhnutého kanála. Keďže vnútorná časť sacieho kanála je navrhnutá v tvare S, je nutné zohľadňovať aj vplyvy sekundárneho prúdenia. Preto je pri návrhu brané do úvahy Gerlachovo tvarovanie za účelom zabránenia odtrhnutia medznej vrstvy.

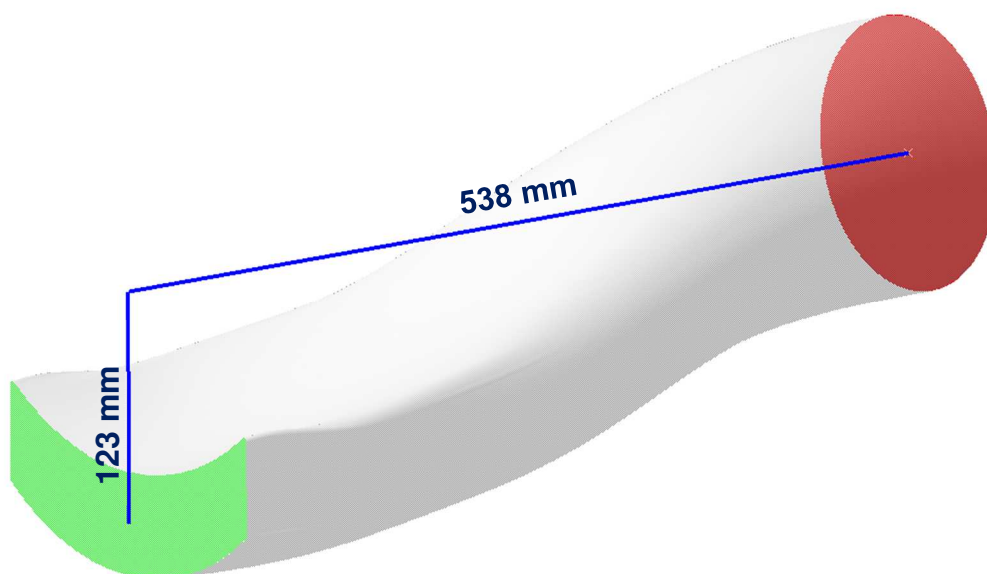


Obr. 5.3 Priebeh plochy prierezu sacieho kanála v závislosti na polohe.

Samotný NACA vstup je zdrojom pomerne veľkej turbulencie a distorzie prúdenia. Z tohto dôvodu bola zvolená väčšia dĺžka sacieho kanála pre lepšie ustálenie prúdenia na úkor tlakových strát spôsobených veľkosťou medznej vrstvy. Pre tento prípad je zvolený pomer osovej vzdialenosti vstupu od príruby motora a priemeru príruby motora $L_{ax}/D = 4$, z čoho vyplýva že $L_{ax} = 540 \text{ mm}$. Pri vyššom pomere začínajú výrazne narastať tlakové straty a zároveň je dostatočne dlhý na ustálenie turbulencií v kanály[15].

Tab. 5.1 Charakteristické hodnoty navrhnutého sacieho kanála

Výstupná plocha	A_f	16512,58 mm ²
Plocha najužšieho prierezu	A_c	10796,73 mm ²
Axiálna dĺžka kanála	L_{ax}	538 mm
Radiálne odsadenie vstupu	L_{rad}	123 mm



Obr. 5.4 Axiálna a radiálna vzdialenosť vstupu (zelená) a výstupu sacieho kanála (červená)

5.1.2. Návrh NACA vstupu

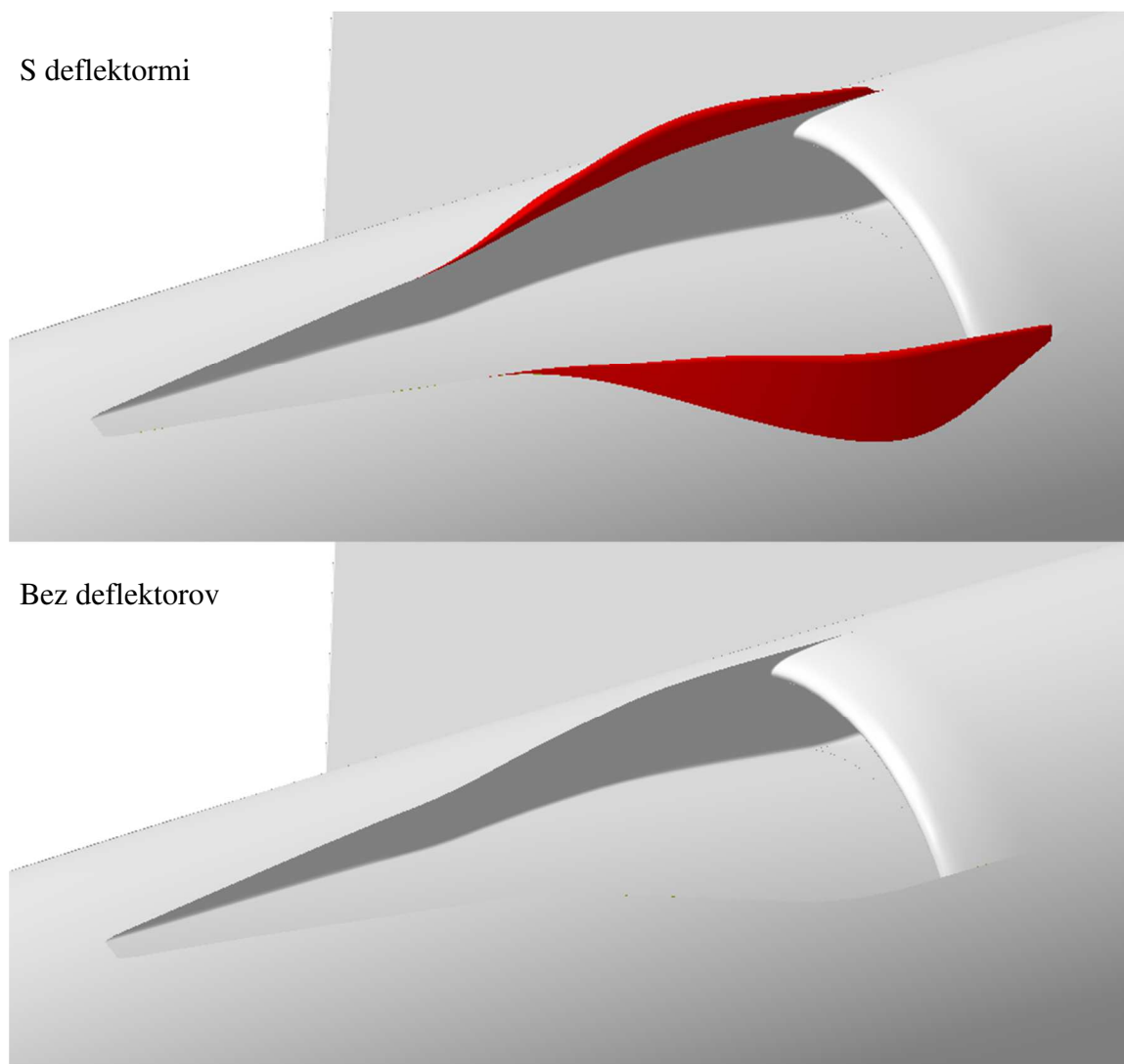
Prierez kanála v najužšom mieste je zároveň aj výstupným prierezom NACA vstupu. Na základe plochy tohto prierezu bola vytvorená jeho geometria. Pre NACA vstup umiestnený na rovinnej ploche, je tento prierez obdĺžnikový s charakteristickým pomerom šírky k výške. Avšak v tomto prípade umiestnenie je na valcovej ploche, tým pádom je aj geometria výstupného prierezu rozdielna. Jedná sa o výsek z medzikružia s konštantnou výškou a šírkou. Preto aj tento prierez môže byť charakterizovaný pomerom šírky k výške. Zvolená bola hodnota $w/d=3,5$, z čoho vychádza šírka výstupného prierezu $w = 194,4$ mm a výška $d = 55,54$ mm. Pre dosiahnutie čo najplynulejšieho prechodu z NACA vstupu do kanála bol zvolený uhol rampy 7° . z toho vychádza celková dĺžka NACA vstupu na 669,93 mm. Pri našej geometrii je táto dĺžka skrátená na 570,63 mm z dôvodu krivosti trupu bezpilotného prostriedku.

Tab. 5.2 Charakteristické hodnoty navrhnutého NACA vstupu

Pomer rozmerov výstupnej plochy	w/d	3,5
Šírka výstupného prierezu	w	194,4 mm
Výška výstupného prierezu	d	55,54 mm
Dĺžka NACA vstupu	l	570,53 mm
Uhol rampy		7°

5.1.3. Deflektory

Na finálnu geometriu boli vybrané 50% deflektory podľa odporúčania v kapitole 4. Pre overenie opodstatnenia použitia deflektorov boli vytvorené dve geometrie: primárna geometria s deflektormi a sekundárna bez nich. Všetky výpočty boli vykonané na geometrii s deflektormi. Geometria bez deflektorov bola podrobená len výpočtu pre Machové čísla v rozmedzí 0,2 až 0,8 pre hmotnostný prietok 6360 kg/h. Na Obr. 5.5 je zobrazené porovnanie vstupu s deflektormi a bez nich.

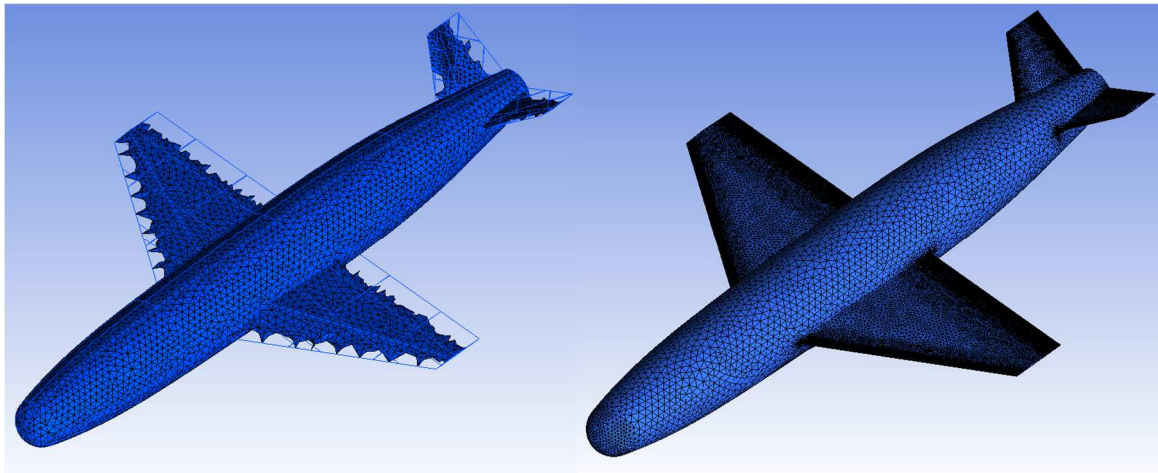


Obr. 5.5 Porovnanie geometrie NACA vstupu s deflektormi a bez nich

5.1.4. Úprava geometrie

Úpravy geometrie bezpilotného prostriedku a vytvorenie nového vstupného ústrojenstva boli vykonané v programe CATIA V5R20. Model je vytvorený bez akýchkoľvek vnútorných štruktúr alebo objemov ako je to vhodné pre použitie pri CFD výpočte. Tým pádom je celá geometria vytvorená v plochách.

Pre zjednodušenie tvorby výpočtovej siete bola upravená geometria krídel a chvostových plôch. Profil krídel a chvostových plôch je typu wedge s ostrými nábežnými a odtokovými hranami bez rádiusu, čo spôsobovalo nesprávnu tvorbu výpočtovej siete na nábežných a odtokových hranách ako vidno na Obr. 5.6 (vľavo).



Obr. 5.6 Porovnanie výpočtovej siete pre ostrú a zaoblenú nábežnú hranu

Takto vytvorená sieť je nevhodná pre ďalšie použitie. Keďže nepomohlo ani zjemnenie siete v tejto oblasti, pristúpilo sa k zmene geometrie pri zachovaní pôdorysného tvaru krídla. Charakter profilu sa zachoval, len nábežná a odtoková hrana sa zaoblila s polomerom jeden milimeter. Táto úprava zlepšila tvorbu výpočtovej siete a zamedzila tvorbe nesprávnych elementov zasahujúcich do pôdorysného tvaru krídla. Nevýhoda tejto úpravy je zmena geometrie krídla a tým pádom aj jeho vlastností ako je vztlak a odpor. Zmena bola konzultovaná so zamestnancami leteckého ústavu a aj zamestnancami PBS Veľká Bíteš. Z dôvodu sústredenia sa hlavne na výkony vstupného ústrojenstva, bola táto zmena zanedbateľná.

5.1.5. Doména Fluid

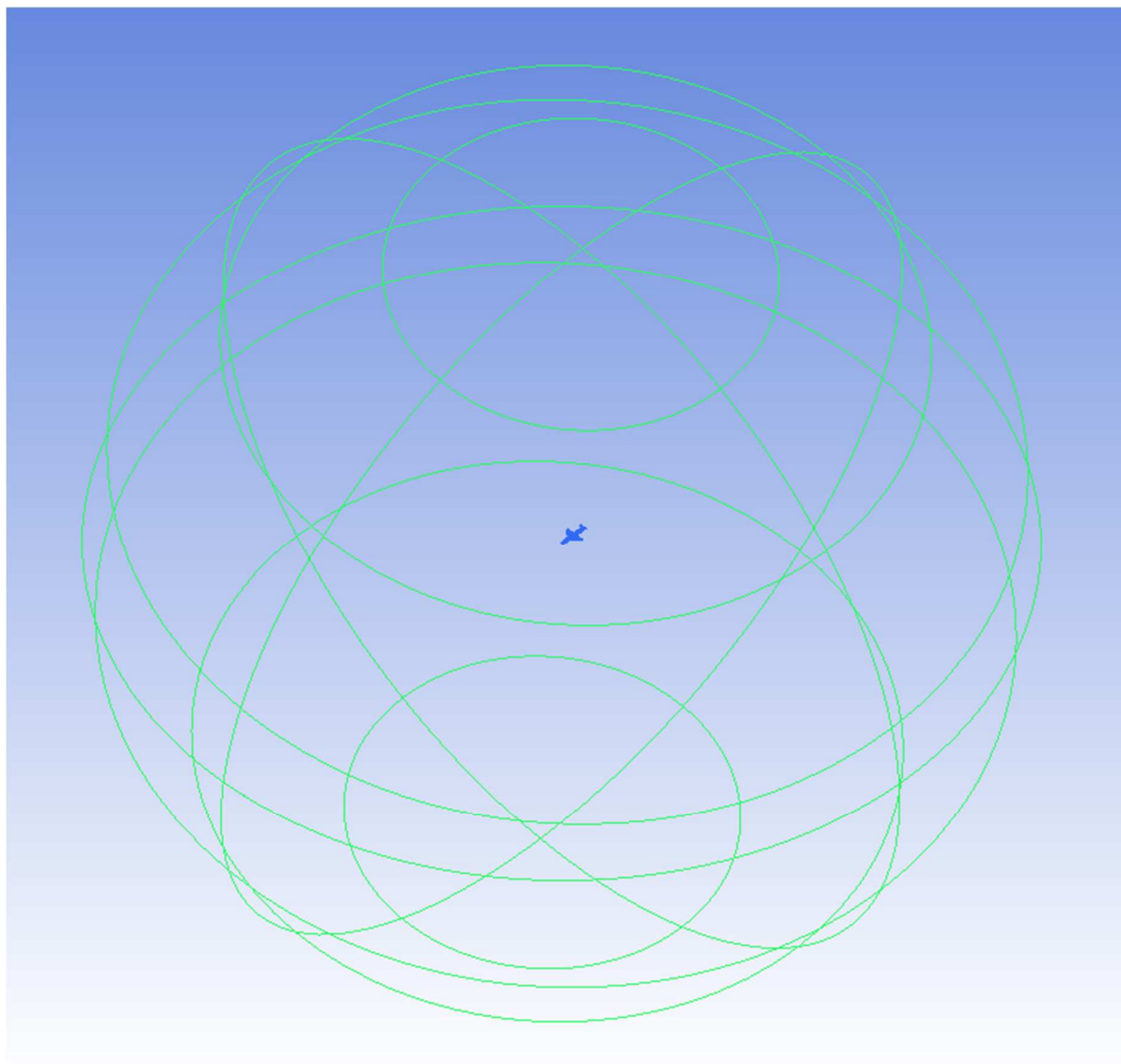
Ešte pred importom geometrie do programu ICEM CFD určeného na tvorbu výpočtovej siete, bolo treba vytvoriť vonkajšie hranice domény určenej pre kvapalinu obtekajúcu bezpilotný prostriedok. Vnútorne hranice tejto domény tvorí samotné telo bezpilotného prostriedku. Keďže súčasťou výpočtu sú aj nesymetrické prípady, bola zvolená guľová doména s okrajovou podmienkou pressure-far-field. Pri takto stanovenej doméne sa jednoducho a ľahko dá zmeniť smer prúdenia vzduchu a tým pádom aj uhol nábehu a vybočenia bezpilotného prostriedku.

Dôležitým faktorom pri tvorbe tejto domény sú jej rozmery. Jej veľkosť je kompromisom medzi krátkym výpočtovým časom a minimálnym ovplyvnením výpočtu okrajovou podmienkou pressure-far-field. Príliš veľký rozmer domény by mal za následok jej veľký objem, ktorý by musel byť vyplnený veľkým množstvom elementov. S počtom elementov sa zvyšuje aj výpočtový čas, čo je nechcený jav. Na druhú stranu doména nemôže byť ani príliš malá, pretože pri použití okrajovej podmienky pressure-far-field sú presne zadané podmienky tlaku, teploty a rýchlosti na hranici domény. V takomto prípade nastáva interakcia medzi okrajovou podmienkou pressure-far-field a telesom, ktoré je podrobené výpočtu pomocou CFD. To má za následok nežiadúce ovplyvnenie výsledkov. Vplyvom týchto požiadaviek bol zvolený polomer domény ako 15-násobok najväčšieho rozmeru bezpilotného prostriedku, ktorým je jeho dĺžka:

$$R_d = 15 \cdot x_l = 39000 \text{ mm} = 39 \text{ m} \quad (9)$$

Kde dĺžka celého lietadla je $x_l = 2600 \text{ mm}$.

Pre čo najmenšie ovplyvnenie výsledkov okrajovou podmienkou pressure-far-field je bezpilotný prostriedok umiestnený v strede tejto domény. Polomer domény a umiestnenie bezpilotného prostriedku bol vytvorený na základe skúseností zamestnancov Leteckého ústavu.

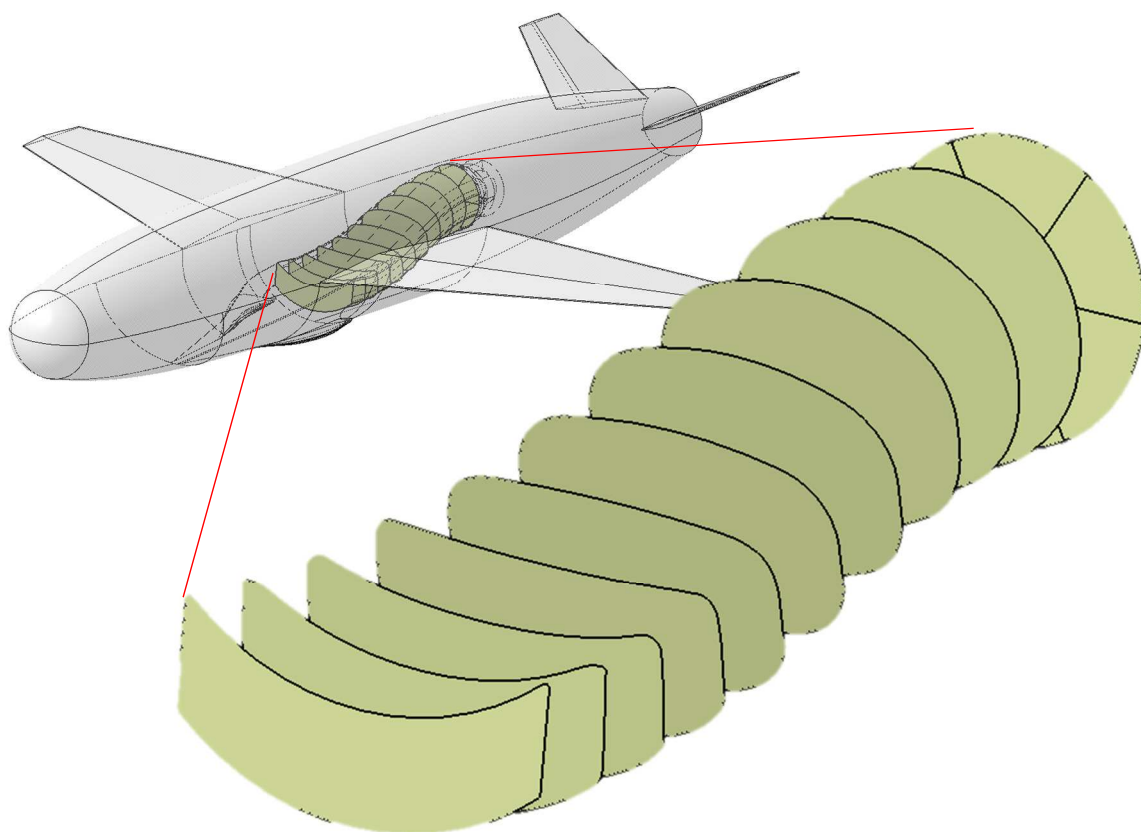


Obr. 5.7 Hranice domény FLUID

Kvapalina, v tomto prípade vzduch, je umiestnená vo vnútornom objeme tejto domény, ktorá je ohraničená vonkajšou plochou domény s okrajovou podmienkou pressure-far-field a povrchom bezpilotného prostriedku s okrajovou podmienkou wall.

5.1.6. Plochy na vyhodnotenie výsledkov

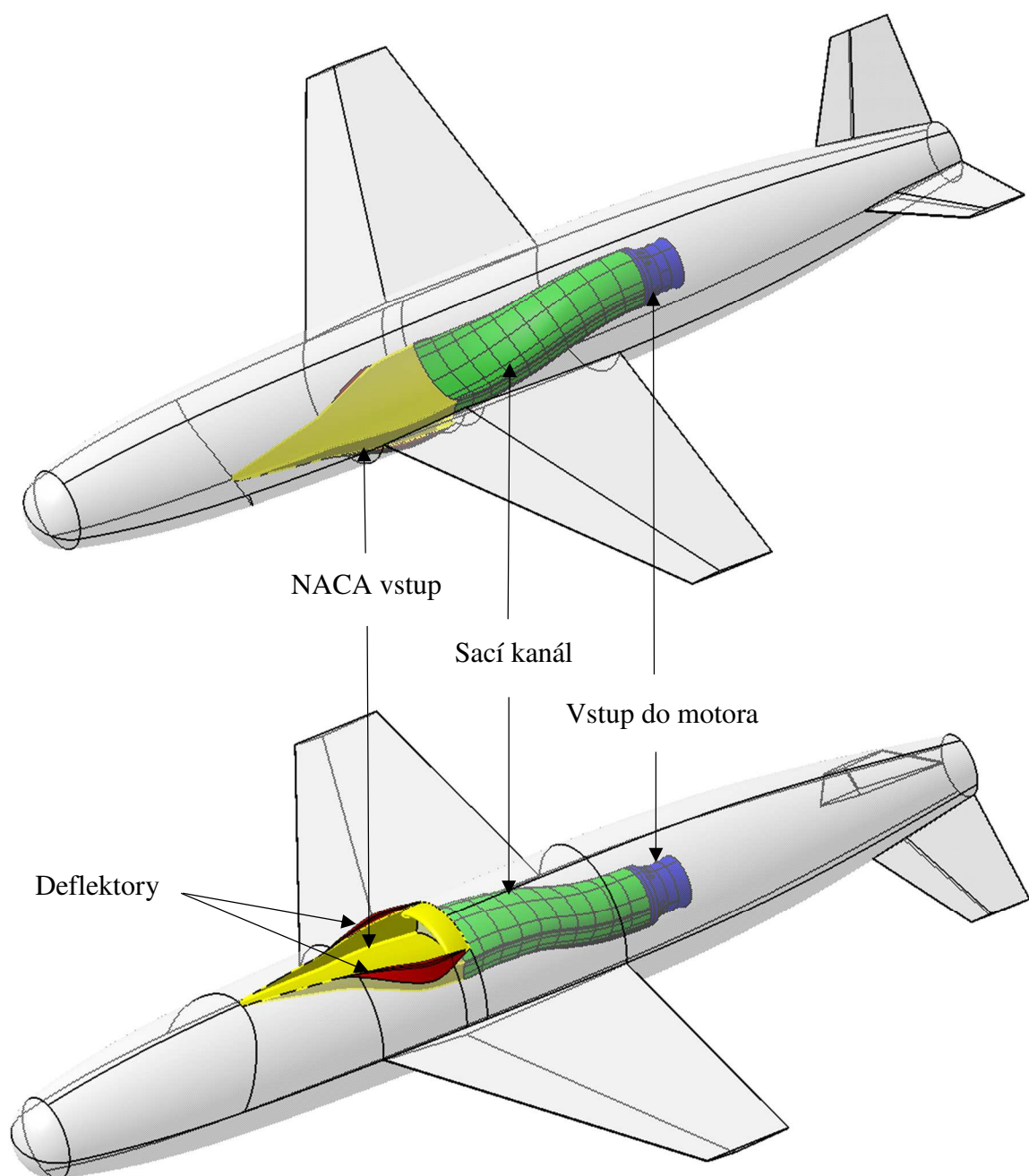
Pre zjednodušenie a zlepšenie vyhodnocovania výsledkov sú do geometrie pridané pomocné plochy, ktoré nemajú žiadny vplyv na výsledky CFD výpočtu. Všetky takéto plochy boli umiestnené do sacieho kanála. Strednica kanála od najužšieho miesta po vstup do motora bola rozdelená na desať rovnakých častí, na ktorých boli umiestnené roviny kolmé k tejto strednici. Následne boli vytvorené plochy zo sečníc týchto rovín a samotného sacieho kanála. Ako okrajová podmienka je stanovená podmienka interior, ktorá neovplyvňuje výsledky CFD výpočtu. Posledná rovina pred vstupom do motora nazývaná aj AIP (Aerodynamic Interface Plane) je rozdelená na šesť rovnakých častí so stredovým uhlom 60° [14].



Obr. 5.8 Pomocné plochy v kanále určené na post-processing dát

Tieto plochy sú určené výlučne na post-processing získaných dát. Ich účelom je zobrazovanie priebehu rýchlostí, tlakov a turbulencií pozdĺž sacieho kanála, poprípade môžu byť použité ako zdroj prúdnic. Rovina AIP sa používa pri vyhodnotení tlakových strát a kritéria DC60, pri ktorých sa vyhodnocujú integrálne hodnoty celkovej teploty, celkového a dynamického tlaku na tejto rovine alebo jej častiach.

5.1.7. Finálna geometria



Obr. 5.9 Výsledná geometria vstupného ústrojenstva

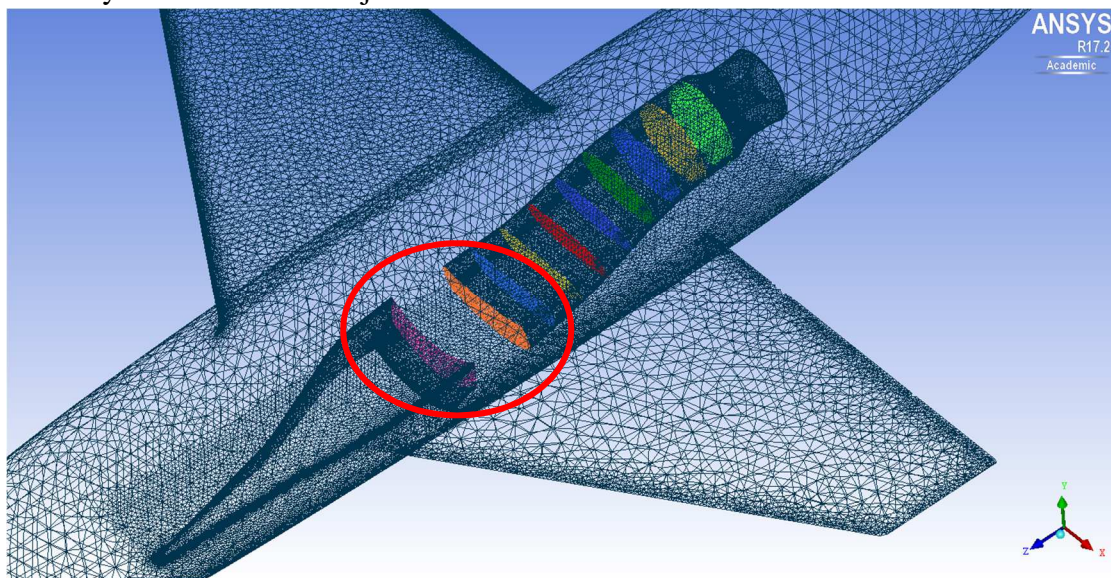
5.2. CFD model

Z geometrie bol pomocou programu ICEM CFD vytvorený neštruktúrovaný mesh s prizmatickou vrstvou na povrchu lietadla. Celkový počet elementov dosiahol hodnotu 10677691. Vytvorený mesh bol importovaný do programu Fluent 14.5, kde prebehol samotný výpočet a následné vyhodnotenie.

5.2.1. Import geometrie

Pre vytvorenie výpočtovej siete v doméne fluid bol zvolený program ICEM CFD. Prvým krokom je import geometrie do tohto programu. Ešte pred samotným importom treba venovať pozornosť niektorým základným pravidlám, ktoré je treba vykonať v samotnom CAD programe:

- Vyhladenie ostrých hrán, ktoré môžu mať za následok nesprávnu tvorbu výpočtovej siete. Hlavne v prípade tvorby prizmatickej vrstvy môžu vzniknúť negatívne objemy alebo nežiadúce prvky typu pyramid. Výskyt prvkov typu pyramid môže výrazne ovplyvniť výsledky výpočtu a zhoršiť schopnosť konvergenzie, čím ho môžu znížiť.
- Zacelenie geometrie je nutné vykonať pred exportom geometrie. U plošnej geometrii sa môžu vyskytnúť diery v geometrii, ktoré sú mimo toleranciu CAD programu. Takéto diery potom zamedzia tvorbe výpočtovej siete, preto je ich nutné ešte pred exportom opraviť. V programe CATIA sa na toto používa príkaz HEALING.
- Rozdelenie plochy kanála na jednotlivé časti, ktoré sú umiestnené medzi plochami určenými na vyhodnocovanie výsledkov. V prípade, ak by táto plocha nebola rozdelená, mohli by nastať problémy pri tvorbe výpočtovej siete na rozhraní plochy sacieho kanála a plôch určených na vyhodnocovanie alebo nevytvorenie výpočtovej siete v oblasti medzi týmito rovinami ako je vidno na Obr. 5.10.



Obr. 5.10 Oblasť v sacom kanáli, kde nebola vytvorená výpočtová sieť

- Posledným dôležitým krokom je vyčistenie geometrie od prípadných viacnásobných plôch a ďalšej nadbytočnej a nežiadúcej geometrie, ktorá by mohla spôsobovať problémy pri vytváraní výpočtovej siete.

Po vykonaní predchádzajúcich krokov možno pristúpiť k importu geometrie do programu ICEM CFD. Ideálnymi formátmi na prenos geometrie sú STEP alebo IGES.

5.2.2. Výpočtová sieť

Pri importovaní geometrie do programu ICEM CFD je nutné nastaviť jednotky, v ktorých bol model vytvorený, čiže v tomto prípade v milimetroch. Súradnicový systém, orientácia a umiestnenie modelu je rovnaké ako v originálnom modeli vytvorenom v CAD programe. Pre dosiahnutie čo najkvalitnejšej výpočtovej siete je vhodné držať sa nasledujúceho postupu:

- 1) Pomenovanie jednotlivých plôch pre lepšiu orientáciu pri nastavovaní okrajových podmienok a tvorby výpočtovej siete a následné vymazanie vygenerovanej topológie v prípade kriviek a bodov

Tab. 5.3 Pomenovanie jednotlivých plôch pre prehľadnenie práce

Pomenovanie jednotlivých plôch

Plocha letúna a vstupného ústrojenstva	FUSELAGE
Plocha hranice domény fluid	FARFIELD
Vstupná plocha do motora	OUTLET
Pomocné plochy v kanále	IW00 až IW09
Plocha AIP	IW10_AIP

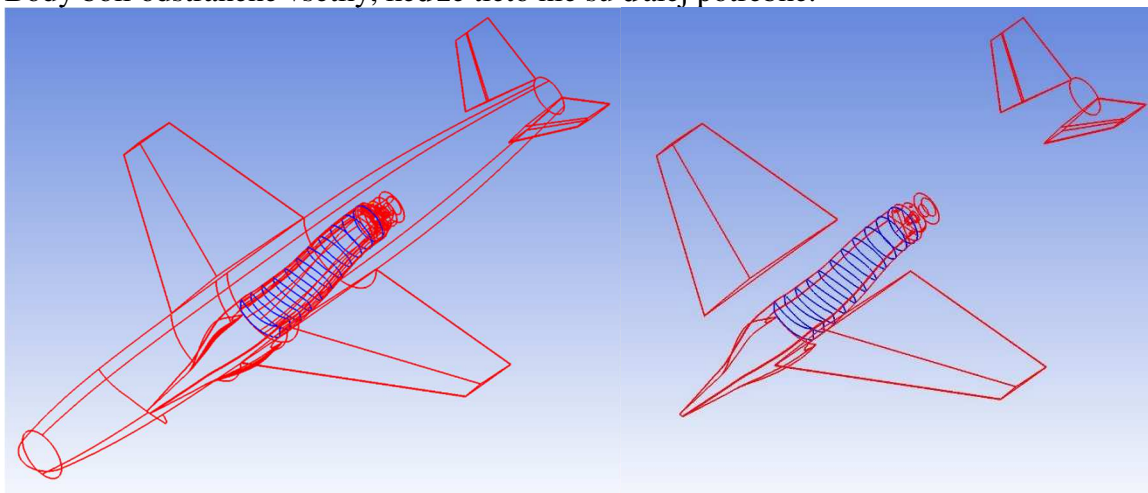
- 2) Tvorba novej topológie pomocou funkcie „Building Diagnostic Topology“. Vytvorí sa nové krivky a body s požadovanou toleranciou napojenia plôch.

Tab. 5.4 Nastavenia funkcie „Building Diagnostic Topology“

Build Diagnostic Topology

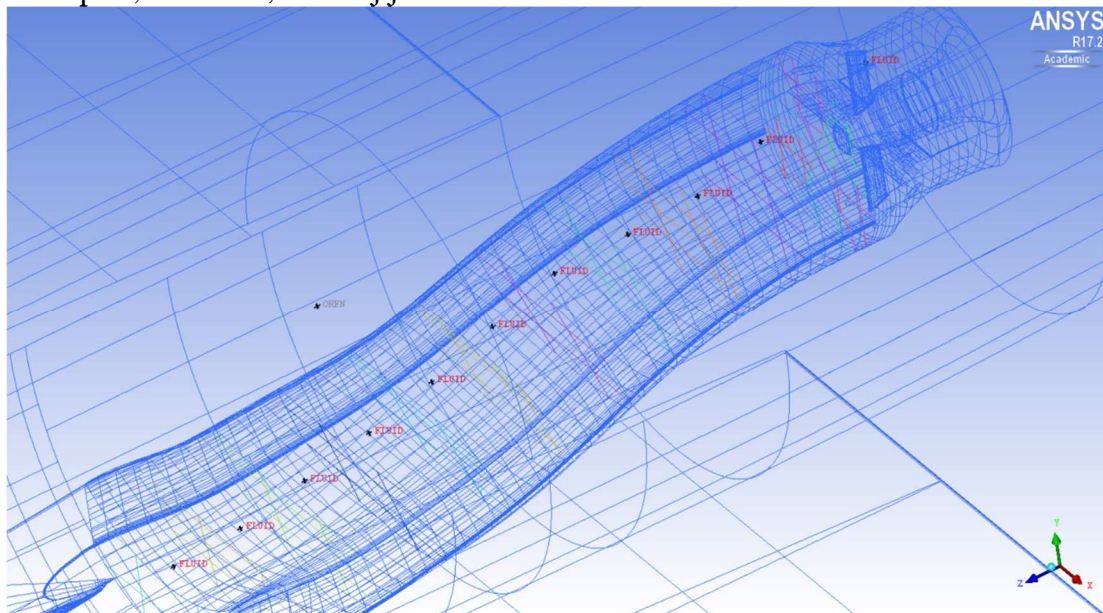
Build Topology	Tolerance: 0.08
Split surface at T-connections	✓
Delete unattached curves and points	✓

- 3) Vyčistenie topológie, pretože pri jej zachovaní by mohla vzniknúť nekvalitná sieť. odstránenie nadbytočných kriviek a bodov, ktoré majú vplyv na tvorbu siete. Zachované boli len krivky, ktoré boli považované za dôležité pri tvorbe siete, ktorá sa na ne viaže. Zachované boli krivky spájajúce nedotyčnicové plochy a krivky spájajúce viac plôch. Body boli odstránené všetky, keďže tieto nie sú ďalej potrebné.



Obr. 5.11 Vyčistenie vytvorenej topológie – vygenerovaná (vľavo) a vyčistená (vpravo)

- 4) Vytvorenie tela výpočtovej domény pomocou funkcie „Create Body“ pre FLUID v oblasti predstavujúcej objem vzduchu. Toto telo treba vytvoriť aj medzi jednotlivými vyhodnocovacími plochami vo vnútri sacieho kanála. V prípade nevytvorenia tela FLUID v týchto oblastiach, by v nich nemusela byť vytvorená výpočtová sieť. Pre zaistenie, že vnútorný objem bezpilotného prostriedku nebude obsahovať výpočtovú sieť, je nutné vytvoriť doménu ORFN rovnako ako v prípade domény FLUID. Toto zabezpečí, že oblasť, v ktorej je definovaná doména ORFN nebude obsahovať sieť.



Obr. 5.12 Umiestnenie prvky "Body" pre FLUID v sacom kanály

- 5) Nastavenie tvorby výpočtovej siete sa koná vo viacerých krokoch. Podmienky pre celú doménu sú definované v záložke „Global Mesh Setup“, kde sa nastavujú podmienky pre celú doménu výpočtovej siete, pre plošnú tvorbu siete, objemovú tvorbu siete a nakoniec pre prizmatickú vrstvu elementov.

Tab. 5.5 Nastavenia funkcie "Global Mesh Size "

Global Mesh Size	
Global element scale factor	1,2
Global element seed size	4096
Curvature/Proximity Based Refinement	✓
Min Size limit	0,4
Elements in gap	1
Refinement	10

Tab. 5.6 Nastavenia funkcie "Shell Meshing Parameters"

Shell Meshing Parameters	
Mesh Type	Quad Dominant
Mesh method	Patch Dependent
Section	Patch Dependent

Tab. 5.7 Nastavenia funkcie "Volume Meshing Parameters"

Volume Meshing Parameters	
Mesh Type	Tetra/Mixed
Mesh Method	Robust (Octree)
Edge criterion	0.2
Smooth mesh	✓
Smooth Iteration	5
Min quality	0,4
Fix Non-manifold	✓
Fix Holes	✓

Tab. 5.8 Nastavenia funkcie "Prism Meshing Parameters"

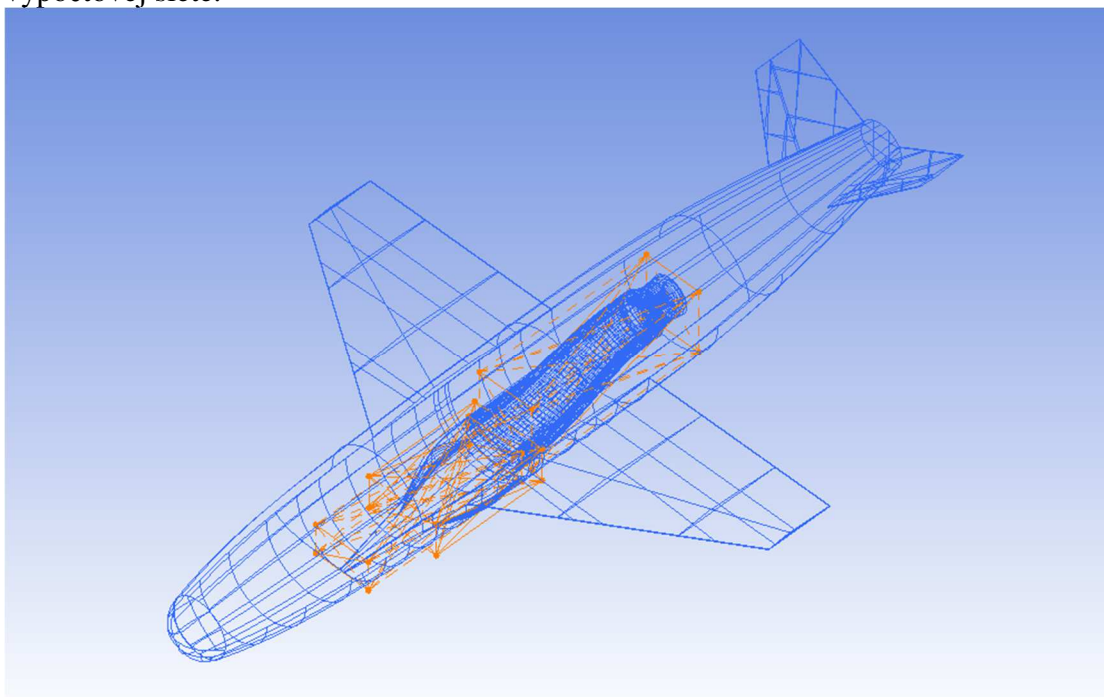
Prism Meshing Parameters	
Growth law	exponential
Initial height	60
Height ratio	1
Number of layers	2
Total height	120
Min prism quality	1e-006
Fillet ratio	0,1
Max prism angle	180
Prism height limit factor	0,4
Smoothing Options	
Number of surface smoothing steps	10
Triangle quality type	laplace
Ortho weight	0,5
Number of volume smoothing steps	10
Max directional smoothing steps	10
First layer smoothing steps	10

- 6) Individuálne nastavenia siete sú vykonané v záložke „Part Mesh Setup“. Pre každú súčasť sa definuje maximálna veľkosť elementu. Pre súčasti geometrie trupu a sacieho kanála bezpilotného prostriedku sa povolí tvorba prizmatických prvkov. Toto sa však netýka oblastí, kde bude zadaná okrajová podmienka „pressure-outlet“. V prípade vyhodnocovacích plôch sa povolí podmienka „Internal wall“. Táto podmienka stanovuje, že takto nastavené plochy budú súčasťou domény fluid a nebudú ovplyvňovať výsledky.

Tab. 5.9 Individuálne nastavenie plôch v "Part Mesh Setup"

Part	Prism	Max. veľkosť elementu	Internal wall
FARFIELD	-	4096	-
FUSELAGE	✓	32	-
IW00	-	8	✓
IW02	-	8	✓
IW03	-	8	✓
IW04	-	8	✓
IW05	-	8	✓
IW06	-	8	✓
IW07	-	8	✓
IW08	-	8	✓
IW09	-	8	✓
IW10_AIP	-	8	✓
OOUTLET	-	8	-

- 7) Pre zlepšenie kvality výpočtovej siete v oblasti vstupného ústrojenstva sa definujú oblasti s hustejšou sieťou pomocou funkcie „Create Mesh Density“. V oblastiach na Obr. 5.13 je maximálna veľkosť elementu stanovená na 8. Tieto oblasti sú vybrané tak, aby pokrývali celé vstupné ústrojenstvo a zároveň nezasahovali do príliš veľkého objemu domény Fluid, čo by malo za následok neúmerne zvýšenie počtu elementov výpočtovej siete.



Obr. 5.13 Vyobrazenie umiestnenia prvkov "Mesh Density"

- 8) V prvom kroku sa vytvorí neštruktúrovaná objemová sieť bez prizmatickej vrstvy tvorená elementami tetrahedral. Výpočet sa nastaví v zložke „Compute Volume Mesh“,

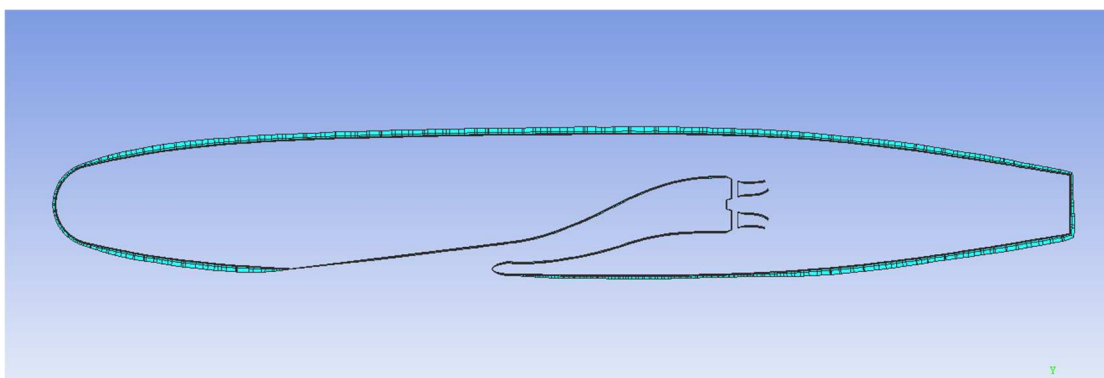
kde sa vyberie „Mesh Type: Tetra/Mixed” a “Mesh Method: Robust (Octree)” a následne sa spustí výpočet.

- 9) V ďalšom kroku sa zlepši kvalita vytvorenej siete pomocou funkcie „Smooth Mesh Globally“

Tab. 5.10 Nastavenia funkcie „Smooth Mesh Globally“

Smooth Mesh Globally	
Quality	
Smooth iterations	10
Up to value	0,5
Criterion	Quality
Smooth Mesh Type	
TETRA_4	✓
TRI_3	✓
Advanced options	
Not just worst 1%	✓
Allow node merging	✓
Prism Warpage Ratio	✓

- 10) Sieť je následne overená na prípadné defekty pomocou funkcie „Check Mesh“ pri predvolených nastaveniach.
- 11) Po vytvorení kvalitnej neštruktúrovanej siete sa vytvorí prizmatická vrstva, ktorá sa nechá vyrásť z existujúcej siete. Prizmatická vrstva je dôležitá na správne simulovanie medznej vrstvy na povrchu bezpilotného prostriedku. V tomto kroku sa vytvoria dve prizmatické vrstvy podľa nastavení v bode 5.



Obr. 5.14 Vyobrazenie prizmatickej vrstvy na rovine symetrie lietadla

- 12) Prizmatická oblasť s dvomi vrstvami je nedostatočná na simulovanie chovania sa medznej vrstvy. Preto sú jednotlivé vrstvy rozdelené na ďalších 5 vrstiev. To dáva dokopy 10 vrstiev prizmatickej siete. Toto rozdelenie je vykonané pomocou funkcie „Split prism mesh“, ktorej nastavenia pre prvú vrstvu sú v Tab. 5.11.

Tab. 5.11 Nastavenie funkcie "Split Prisms"

Split Prisms	
Prism surface parts	FUSELAGE
Prism volume parts	FLUID
Method	Fix ratio: 1
Number of layers	5
Split only specified layers	✓
Layer numbers	0

Obdobne je vykonané aj rozdelenie pre druhú vrstvu. Rozdiel v nastaveniach je len vo vrstve, ktorá má byť rozdelená. V nastaveniach je v kolónke „Layer number“ číslo 5 namiesto čísla vrstvy 0.

- 13) Pre správne simulovanie medznej vrstvy musia byť elementy v prizmatickej vrstve prerozdelené tak, aby bol gradient rýchlosti v blízkosti povrchu čo najlepšie pokrytý. Na správne prerozdelenie výšok jednotlivých vrstiev sa používa bezrozmerná hodnota funkcie wall Y+. Bola použitá funkcia „Redistribute Prism Mesh“ kde bola nastavená hodnota „fixed initial height“. Táto hodnota bola získaná pomocou online nástroja, kde bola zadaná požadovaná hodnota $Y+ = 1$ [21].

Tab. 5.12 Nastavenie funkcie "Redistribute Prism Edge"

Redistribute Prism Edge	
Method	Fix initial height
Initial height	0,003

- 14) Následne sa znovu vyhladí sieť vo dvoch krokoch. V prvom sa zlepši kvalita len Tetra siete a v druhom všetkých elementov. Nastavenia vyhladenia výpočtovej siete sú v Tab. 5.13 a Tab. 5.14.

Tab. 5.13 Nastavenie funkcie "Smooth Mesh Globally" pre vyhladenie prvkov TETRA

Smooth Mesh Globally	
Quality	
Smooth iterations	10
Up to value	0,5
Criterion	Quality
Smooth Mesh Type	
TETRA_4	✓
TRI_3	x
PENTA_6	x
QUAD_4	x
Advanced options	
Not just worst 1%	✓
Allow node merging	✓
Prism Warp Ratio	✓

Tab. 5.14 Nastavenie funkcie "Smooth Mesh Globally" pre vyhladenie celej výpočtovej siete

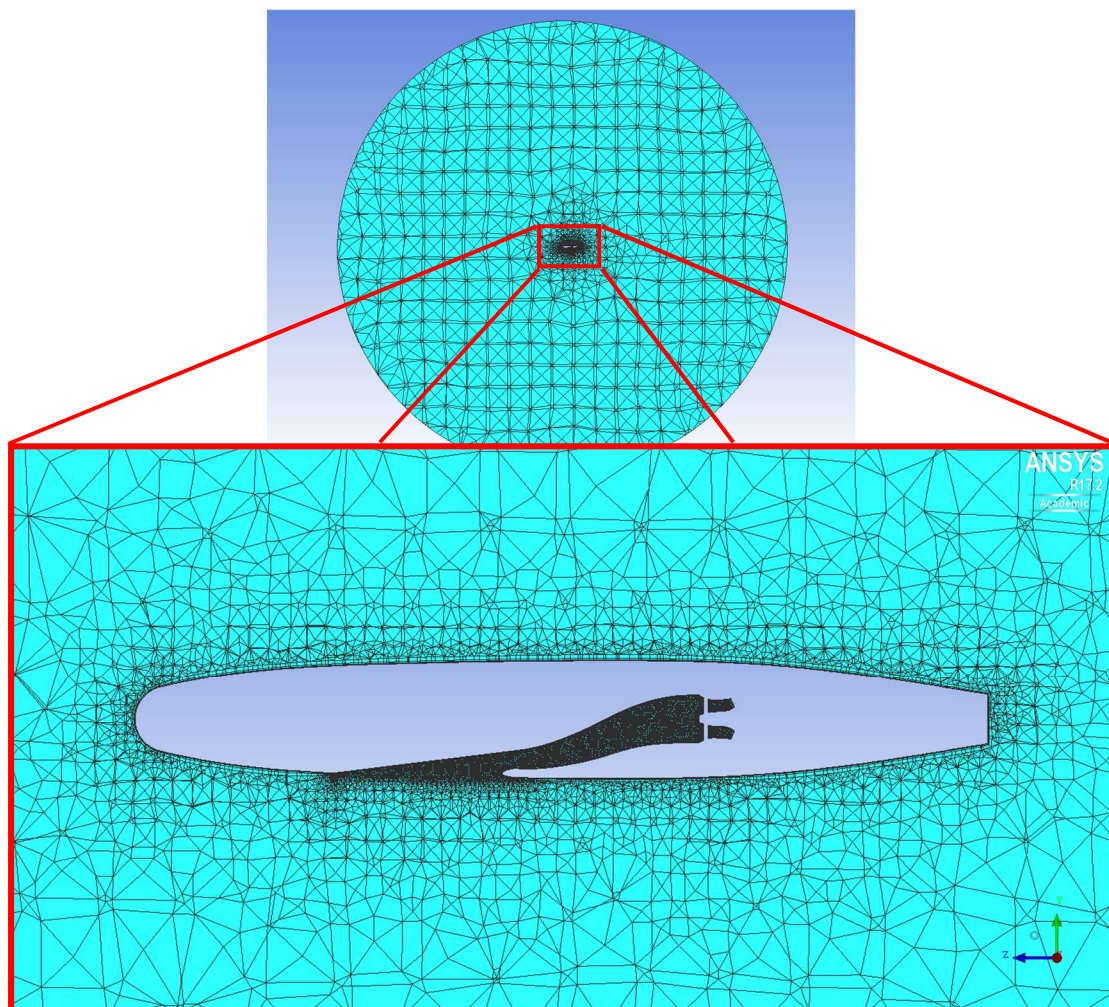
Smooth Mesh Globally	
Quality	
Smooth iterations	10
Up to value	0,2
Criterion	Quality
Smooth Mesh Type	
TETRA_4	✓
TRI_3	✓
PENTA_6	✓
QUAD_4	✓
Advanced options	
Allow node merging	✓
Prism Warpage Ratio	✓

- 15) Posledným krokom tvorby výpočtovej siete je jej kontrola na prípadné defekty podobne ako v bode 10.
- 16) Pred exportom dát do programu ANSYS Fluent je ešte treba vykonať posledné dve činnosti. Priradiť jednotlivým plochám okrajové podmienky a nastaviť typ riešiča na Fluent. Nasledujúca Tab. 5.15 zobrazuje okrajové podmienky priradené jednotlivým plochám.

Tab. 5.15 Zadané okrajové podmienky

Okrajové podmienky:	
FARFIELD	pressure-far-field
FLUID	fluid
FUSELAGE	wall
IW00 až IW09	interior
IW10_AIP	interior
OUTLET	pressure-outlet

- 17) Po správnom vytvorení výpočtovej siete môže nastať samotný export dát do Fluentu. Pomocou „Write Input“ v záložke Output sa vytvorí súbor obsahujúci výpočtovú sieť určenú pre Fluent.



Obr. 5.15 Rez finálnou výpočtovou sieťou na rovine symetrie

5.2.3. Nastavenie riešiča

Vzniknutá výpočtová sieť je exportovaná z programu ICEM CFD do Fluentu, kde sú jej rozmery premenené na jednotky SI, teda na metre. Správne nastavenie riešiča Fluent je jednou z najdôležitejších vecí pre dosiahnutie správnych výsledkov a konverencie výpočtu. Tento odsek popisuje nastavenia, ktoré boli použité pri výpočte. Zakladajú sa na skúsenostiach a odporúčaní zamestnancov Leteckého ústavu Fakulty strojného inžinýrství a na užívateľskej príručke k Fluentu [22]. Validačná úloha nebola vykonaná z dôvodu nedostatočného množstva informácií vhodných pre jej vytvorenie.

Solver:

- Type: Density-based
- Velocity formulation: Absolute
- Time: Steady

Models:

- Energy: ON
- Viscous: Spalart-Allmaras

Fluid (Air):

- Density: Ideal gas

- Viscosity: Sutherland

Operating Conditions:

- Operating pressure: 0 Pa

Boundary Conditions:

Pressure_far_field

- Gauge pressure: 101325 Pa
- Temperature: 288,15 K
- Machovo číslo a rozdelenie smeru prúdenia podľa výpočtových prípadov
- Turbulent Intensity: 0,1 %
- Turbulent Length: 0,02

Pressure outlet

- Gauge pressure: 101325 Pa
- Temperature: 288,15 K
- Target mass flow podľa hmotnostného prietoku výpočtových prípadov
- Turbulent Intensity: 0,1 %
- Turbulent Length: 0,02

Solution Methods:

- Formulation: Implicit
- Flux Type: Roe-FDS
- Gradient: Least Square Cell Based
- Flow: Second Order Upwind
- Modified Turbulent Viscosity: Second Order Upwind

Solution Controls:

- Courant Number: 5
- Modified Turbulent Viscosity: 0,8
- Turbulent Viscosity: 1
- Solid: 1

Referenčné hodnoty:

- Plocha krídla 0,856385 m²
- Stredná geometrická tetiva 0,50375 m

5.2.4. Výpočtové prípady

Pre pokrytie celej charakteristiky vstupného ústrojenstva bola vytvorená sada výpočtových bodov pre rozdielne rýchlosti, merné hmotnostné prietoky a uhly nábehu a vybočenia. Rozsahy rýchlostí pokrýva oblasť od 0,2 do 0,8 Machu, pričom je uvažovaný výpočet pre dva redukované hmotnostné prietoky znázornené v Tab. 5.16 [18].

Tab. 5.16 Výpočtové prípady s nulovým uhlom nábehu a vybočenia

Ma [-]	Mr [kg.h ⁻¹]		
0.2	3095	6360	6800
0.4	-	6360	6800
0.6	-	6360	6800
0.8	-	6360	6800

Pre lepšie pokrytie vlastností boli uvažované aj 3 prípady s nenulovým uhlom nábehu α a vybočením β v Tab. 5.17. Prvý prípad charakterizuje vzlet a stúpanie na stanovenú letovú hladinu. Ďalšie dva prípady charakterizujú vplyv pohybu atmosféry pri maximálnej dovolenej rýchlosti.

Tab. 5.17 Výpočtové prípady s nenulovým uhlom nábehu a vybočenia

Ma [-]	Mr [kg.h ⁻¹]	α [°]	β [°]
0.2	6360	+10	0
0.8	6360	+2	± 2
0.8	6360	-2	± 2

Kde skutočný hmotnostný prietok vzduchu motorom sa dá odvodiť z rovnice (10) pre redukovaný hmotnostný prietok vzduchu[18].

$$M_r = M \cdot \frac{101325}{p_{c,AIP}^{360}} \cdot \sqrt{\frac{T_{c,AIP}^{360}}{288,15}} \quad (10)$$

kde: M - fyzikálny (skutočný) prietok vzduchu kanálom sania

$p_{c,AIP}^{360}$ - celkový tlak na rovine AIP

$T_{c,AIP}^{360}$ - celková teplota na rovine AIP

Výsledný vzťah pre skutočný hmotnostný prietok vzduchu motorom potom vyzerá takto:

$$M = M_r \cdot \frac{p_{c,AIP}^{360}}{101325} \cdot \sqrt{\frac{288,15}{T_{c,AIP}^{360}}} \quad (11)$$

Z uvedeného vyplýva, že skutočný hmotnostný prietok kanálom závisí na podmienkach priamo v kanále a to na rovine AIP pred vstupom do motora. Preto sa iteratívnym postupom dosiahnu približné hodnoty skutočného hmotnostného toku.

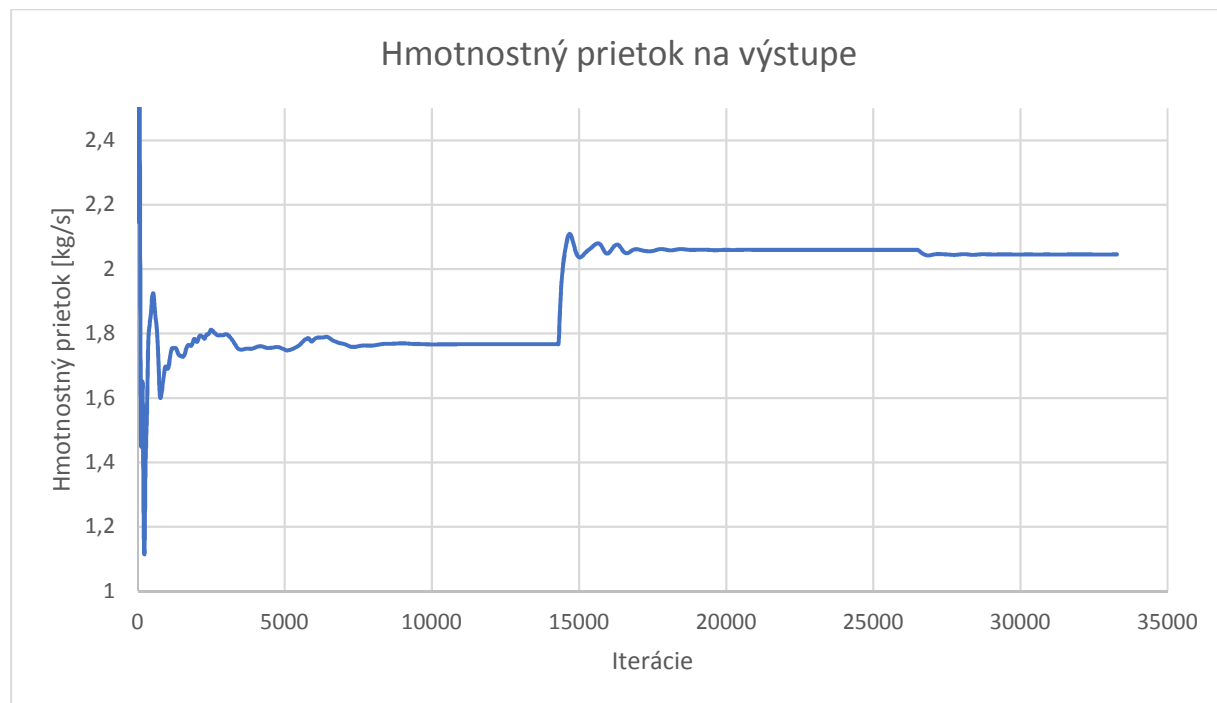
5.2.5. Premenné parametre

V závislosti na výpočtovom prípade sa menia hodnoty niektorých nastavení. Pri okrajovej podmienke „pressure-far-field“ sa mení Machovo číslo a rozloženie rýchlosti do jednotlivých súradnicových smerov v prípade nenulového uhlu nábehu a vybočenia. U okrajovej podmienky „pressure-outlet“ sa mení v závislosti na výpočtovom prípade hodnota „Target mass flow“. Táto hodnota sa mení aj v závislosti na podmienkach celkového tlaku a teploty v priebehu výpočtu podľa rovnice (11).

Tab. 5.18 Rozloženie rýchlosti do jednotlivých komponentov súradnicového systému pre nenulové uhly nábehu a vybočenia

Uhol nábehu α [°]	Uhol vybočenia β [°]	x – komponent x [-]	y – komponent y [-]	z – komponent z [-]
0	0	0	0	-1
2	2	0,034878	0,034878	-0,99878
-2	2	0,034878	0,034878	-0,99878
10	0	0	0,173648	-0,98481

K finálnej hodnote hmotnostného prietoku zadaného v okrajovej podmienke outlet sa dostávame až po niekoľkých iteráciách. Ako prvotná hodnota hmotnostného prietoku v podmienke „Target Mass Flow“ pri iniciovaní výpočtu bola nastavená hodnota redukovaného hmotnostného prietoku. Z tejto hodnoty sa následne iteratívnym spôsobom dostávame až k hodnote finálneho hmotnostného prietoku ako je vidno na Obr. 5.16, kde je dobre vidno zmeny v nastavení hodnoty hmotnostného prietoku.



Obr. 5.16 Závislosť hmotnostného prietoku na výstupe zo vstupného ústrojenstva na počte iterácii výpočtu. Skokové zmeny v priebehu znázorňujú zmeny v podmienke „Target Mass Flow“ na okrajovej podmienke „pressure-outlet“

Tab. 5.19 Skutočné hmotnostné toky pre jednotlivé výpočtové prípady

Machovo číslo	Redukovaný hmotnostný prietok		Uhol nábehu	Uhol vybočenia	Skutočný hmotnostný prietok
Ma	M _r		α	β	M
[-]	[kg/h]	[kg/s]	[°]	[°]	[kg/s]
0,8	6800	1,888889	0	0	2,568246
0,6	6800	1,888889	0	0	2,241807
0,4	6800	1,888889	0	0	2,012241
0,2	6800	1,888889	0	0	1,922256
0,8	6360	1,766667	0	0	2,415333
0,6	6360	1,766667	0	0	2,111574
0,4	6360	1,766667	0	0	1,893371
0,2	6360	1,766667	0	0	1,777644
0,2	3095	0,859722	0	0	0,875486
0,8	6360	1,766667	2	2	2,419402
0,8	6360	1,766667	-2	2	2,398892
0,2	6360	1,766667	10	0	1,782813
Pre MSA 1000 m					
0,8	6500	1,805556	0	0	2,180661
Bez deflektorov					
0,8	6360	1,766667	0	0	2,149236
0,6	6360	1,766667	0	0	2,045523
0,4	6360	1,766667	0	0	1,872498
0,2	6360	1,766667	0	0	1,771348

Tento postup sa nedá použiť pre prípady s vyšším Machovým číslom, kde pri nastavení hodnoty redukovaného hmotnostného prietoku pre podmienku „Target Mass Flow“ nastáva oscilácia výpočtu. Pre takýto výpočet nie je možné určiť hodnoty celkového tlaku a teploty na rovine AIP. Preto pre tieto výpočty nebola nastavená podmienka hmotnostného prietoku pri iniciovaní. Až po skonvergovaní výpočtu bez tejto podmienky, bol na základe získaných hodnôt celkového tlaku a teploty na rovine AIP stanovený hmotnostný prietok na okrajovej podmienke pressure-outlet pre ďalšiu iteráciu.

5.3. Vyhodnocovanie výsledkov

Pri vyhodnocovaní výsledkov sa bral ohľad najmä na požadované kritéria vstupného ústrojenstva. Pre vyhodnotenie efektivity vstupného ústrojenstva je najdôležitejšie získanie integrálnych hodnôt celkového a dynamického tlaku a celkovej teploty. Toto je dosiahnuté pomocou funkcie „Surface Integrals“ v záložke „Reports“, ktorá umožňuje spočítanie integrálnej hodnoty zadaných parametrov na požadovaných plochách. Pre postihnutie charakteru prúdenia a popis dejov v sacom kanály je výhodné grafické zobrazenie niektorých hodnôt. V záložke „Graphics and Animations“ sa dajú s výhodou použiť viaceré druhy zobrazenia výsledkov. Kontúry sú vhodné pre vyobrazenie priebehu tlakov, vektory zas pre jednoduché porovnanie smerov a rýchlostí prúdenia. S výhodou sa dá využiť aj zobrazenie prúdnic [22].

Tlakové straty sa počítajú podľa rovnice (odsek 1,4), kde celkový tlak na rovine AIP sa získava ako integrálna hodnota. Pomocou funkcie Reports – Surface Integrals pri nastavení Report Type: Mass-Weighted Average a Field Variable: Pressure, Total Pressure. Porovnáva sa

hodnota celkového tlaku na ploche farfield s celkovým tlakom na rovine AIP. Z tohto pomeru vychádzajú tlakové straty.

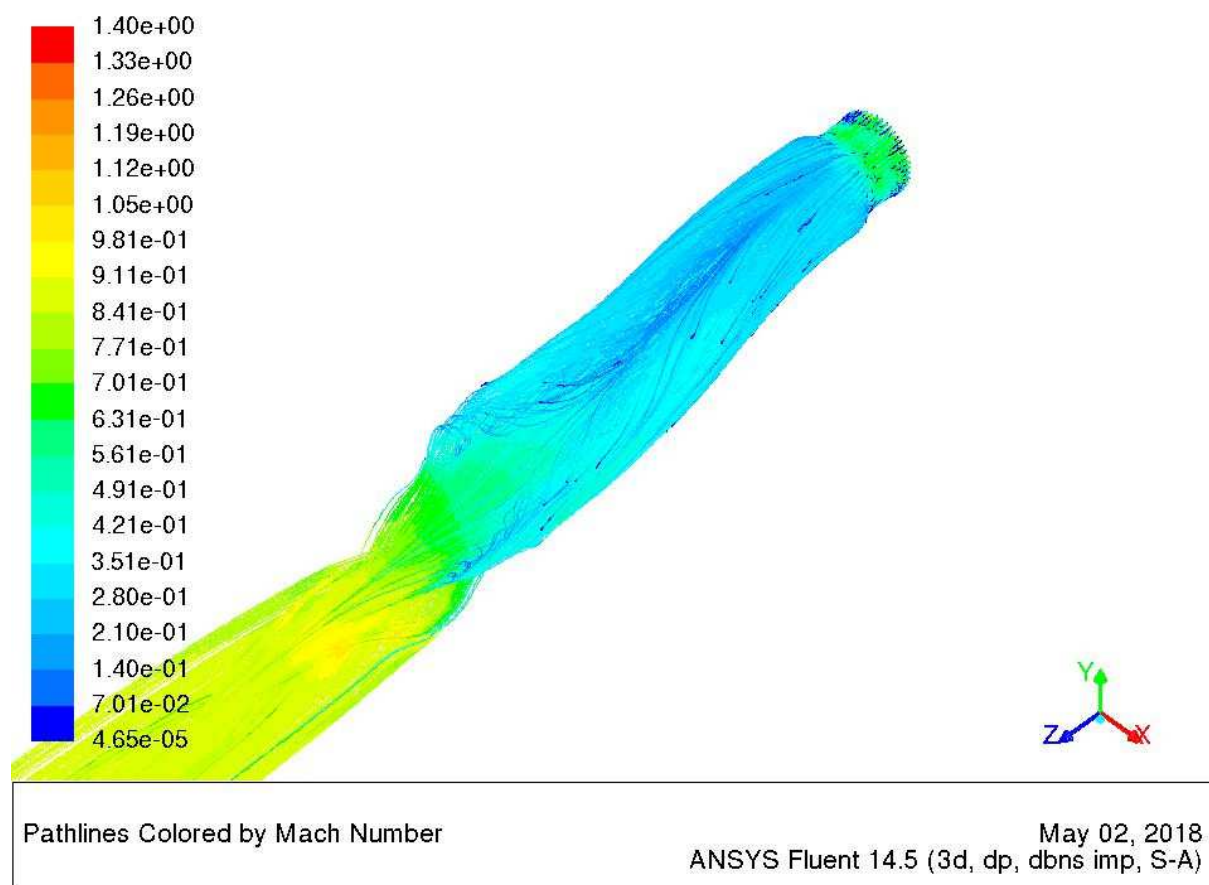
Pre získanie hodnoty distorzie DC_{60} musí byť rovina AIP rozdelená na 6 rovnakých častí, na ktorých bola zvlášť vyhodnotená integrálna hodnota celkového tlaku. Keďže rovina AIP je už rozdelená, stačí použiť rovnakú funkciu ako pri výpočte tlakových strát pre všetkých 6 častí. Takto sa získajú hodnoty celkového aj dynamického tlaku.

6. ZHODNOTENIE

Vstupné ústrojenstvo je vyhodnotené z kvalitatívneho aj kvantitatívneho hľadiska. Z výpočtov pomocou CFD boli získané hodnoty tlakovej straty a kritéria maximálnej distorzie prúdu DC_{60} pre každý jeden výpočtový prípad. Tieto hodnoty určujú aj kvantitatívne hľadisko podľa, ktorého je možné zadané vstupné ústrojenstvo porovnať s inými druhmi. Kvalitatívne hľadisko je posúdené aj pomocou zobrazenia jednotlivých charakteristík prúdenia na pomocných plochách. Pre zistenie vplyvu deflektorov na charakteristiky vstupu bol spravený výpočet geometrie vstupného ústrojenstva bez deflektorov pre vybrané výpočtové prípady.

6.1. Vyhodnotenie prúdenia

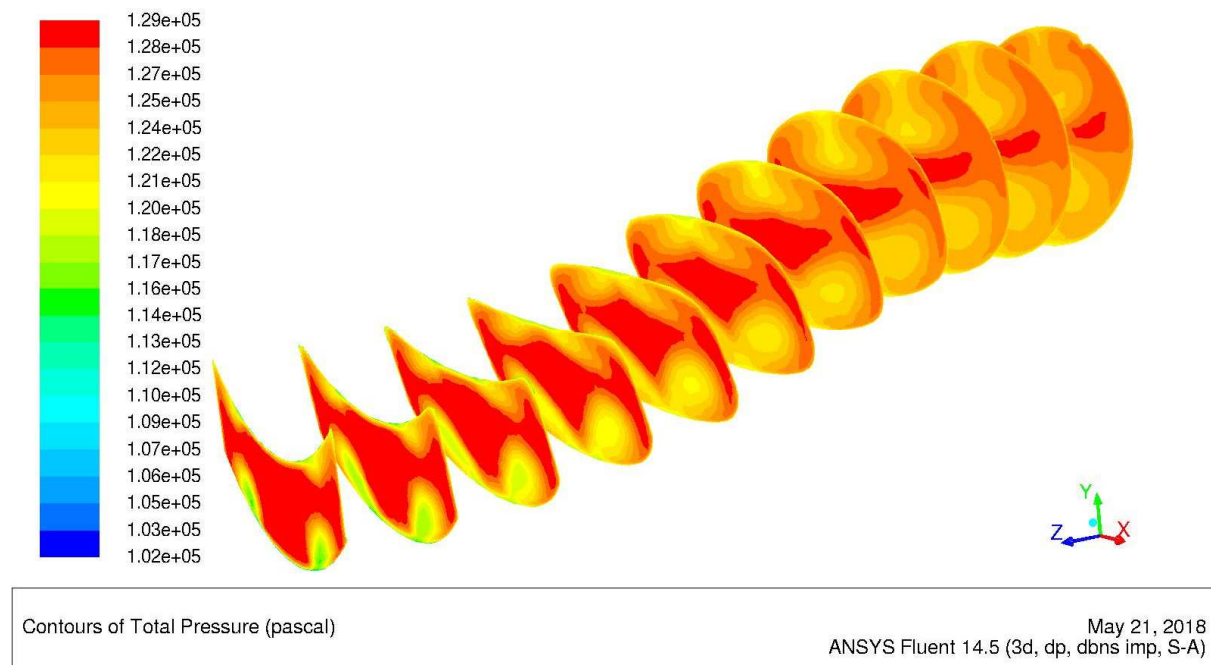
NACA vstup je charakteristický výraznou tvorbou vírov na jeho okrajoch, ktoré strhávajú prúdenie neovplyvnené medznou vrstvou priamo do sacieho kanála. Avšak z tohto dôvodu sú v sacom kanály zvýšené turbulencie a distorzia, ktoré musia byť upokojené pred vstupom vzduchu do motora. Rozvírené častice po vstupe do NACA vstupu vytvárajú dva proti bežné víry, ktoré strhávajú častice z okraja kanála smerom do stredu ako je vidno na Obr. 6.1, ktorý znázorňuje trajektóriu častíc vstupujúcich do sacieho kanála. Tento charakter prúdenia so zväčšujúcou vzdialenosťou stráca na sile a tým pádom sa prúdenie upokojuje a znižujú sa turbulencie. Má to za následok zníženie distorzií na priereze pred vstupom do motora.



Obr. 6.1 Pathlines pre vstupné ústrojenstvo pri $Ma = 0,8$

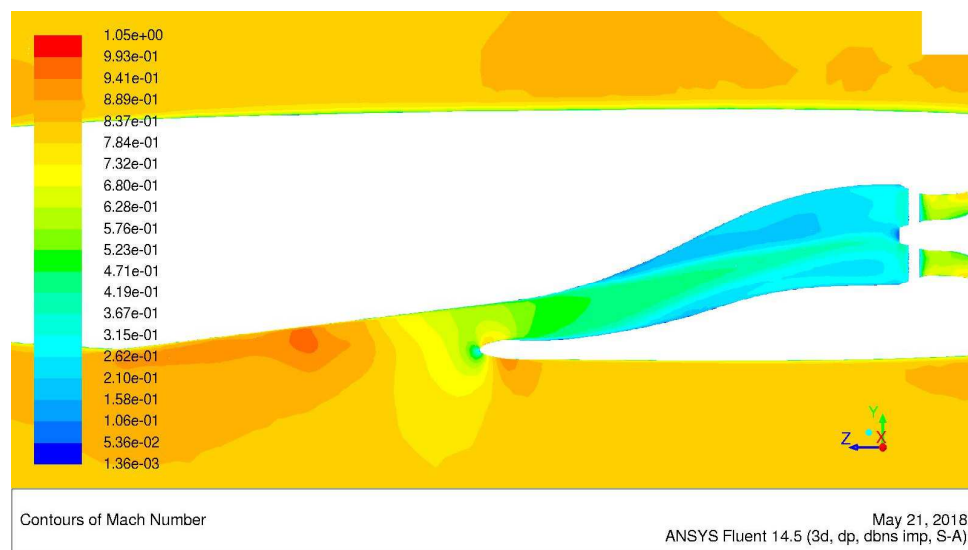
Na Obr. 6.2 je znázornené charakteristické rozloženie celkového tlaku na jednotlivých prierezoch pozdĺž sacieho kanála osadeného deflektormi. Na spodnej časti sacieho kanála sú oblasti s nízkymi hodnotami celkového tlaku, ktoré predstavujú jadrá vírov charakteristických

pre NACA vstup. So zväčšujúcou sa vzdialenosťou od vstupu do sacieho kanála sa tieto oblasti zväčšujú a znižujú sa rozdiely v celkovom tlaku. Takýmto spôsobom sa upokojuje vírenie v sacom kanále. Na vrchnom povrchu sacieho kanála sa objavujú ďalšie oblasti s nízkym tlakom. Predpokladá sa, že sú tvorené sekundárnym vírením, ktoré je viditeľné aj na Obr. 6.1 a je charakteristické pre vytvorenú geometriu vstupného ústrojenstva.



Obr. 6.2 Rozloženie celkového tlaku na pomocných rovinách pre prípad s $Ma = 0,6$ a $Mr = 6360 \text{ kg/h}$

Pre kvalitatívne posúdenie vstupného ústrojenstva je na Obr. 6.3 vykreslený priebeh Machového čísla na rovine symetrie lietadla pre najväčšie Machovo číslo nerušeného prúdenia, ktoré je $Ma = 0,8$. Z rozloženia rýchlostí vyplýva, že nadzvukové prúdenie sa nevyskytuje v žiadnom mieste vstupného ústrojenstva. Keďže sa jedná o prípad s najvyššou rýchlosťou prúdenia, nepredpokladá sa, že by prúdenie dosiahlo nadzvukových rýchlostí v niektorom inom výpočtovom prípade.



Obr. 6.3 Priebeh Machového čísla na rovine symetrie pre $Ma = 0,8$

6.2. Tlakové straty

Tlakové straty boli vypočítané na základe rovnice (2) pre rovinu AIP. Tab. 6.1 ukazuje na tlakové straty v prípadoch s nulovým uhlom nábehu a vybočením pre rozdielne redukované hmotnostné prietoky. Všetky prípady s nenulovým uhlom nábehu α alebo vybočenia β sú počítané pre redukovaný hmotnostný prietok $6360 \text{ kg}\cdot\text{h}^{-1}$. Tab. 6.2 poukazuje na tieto prípady. Požadovaná podmienka minimálnych tlakových strát menších ako 3% nie je splnená pre všetky prípady s Machovým číslom 0,8 a pre prípad s Machovým číslom 0,6 pre redukovaný hmotnostný prietok 6800 kg/h .

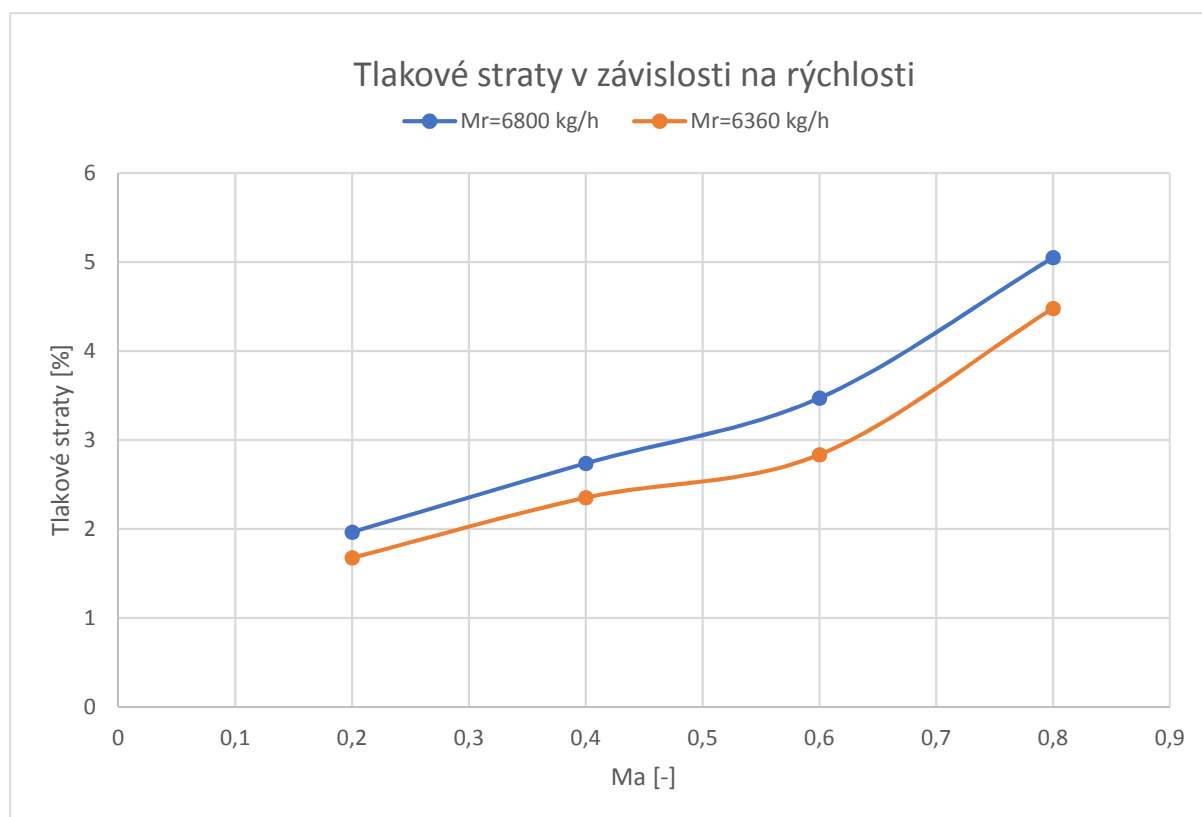
Tab. 6.1 Tlakové straty pre prípady s nulovým uhlom nábehu a vybočenia

Tabuľka tlakových strát [%]		Redukovaný hmotnostný prietok M_r [$\text{kg}\cdot\text{h}^{-1}$]		
		3095	6360	6800
Machovo číslo Ma [-]	0,2	0,536	1,676	1,966
	0.4	-	2,352	2,737
	0.6	-	2,836	3,471
	0.8	-	4,48	5,05

Tab. 6.2 Tlakové straty pre prípady s nenulovým uhlom nábehu a vybočenia

Ma [-]	α [°]	β [°]	Tlakové straty [%]
0.2	+10	0	1,37
0.8	+2	± 2	4,176
0.8	-2	± 2	5,138

Zo získaných dát vyplýva, že tlakové straty sú výrazne závislé na rýchlosti prúdenia vzduchu. So stúpajúcou rýchlosťou sa tlakové straty pomerne výrazne zvyšujú, čo zobrazuje Obr. 6.4. Tento priebeh je približne lineárny s výraznejším zvýšením až pri hodnote Machovho čísla 0,8. Z toho vyplýva, že účinnosť tohto typu vstupného ústrojenstva sa so zvyšujúcou rýchlosťou znižuje. Takýto priebeh je charakteristický pre oba hmotnostné prietoky, pričom je jednoznačne vidno, že pri vyššom hmotnostnom prietoku sú vyššie aj tlakové straty. Príspevok k tlakovým strátam od zvýšenia hmotnostného prietoku je približne konštantný pre všetky rýchlosti nerušeného prúdenia. Ako je predpokladané nenulový uhol vybočenia má nepriaznivé účinky na tlakové straty, ktoré nie je možné zanedbať. Zároveň je zreteľné, že zvýšenie uhla nábehu môže mať kladný vplyv na prúdenie vo vstupnom ústrojenstve.

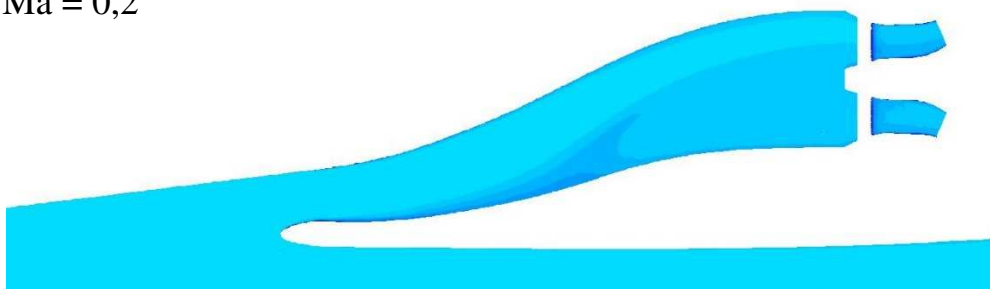


Obr. 6.4 Priebeg tlakových strát v závislosti na rýchlosti a hmotnostnom prietoku

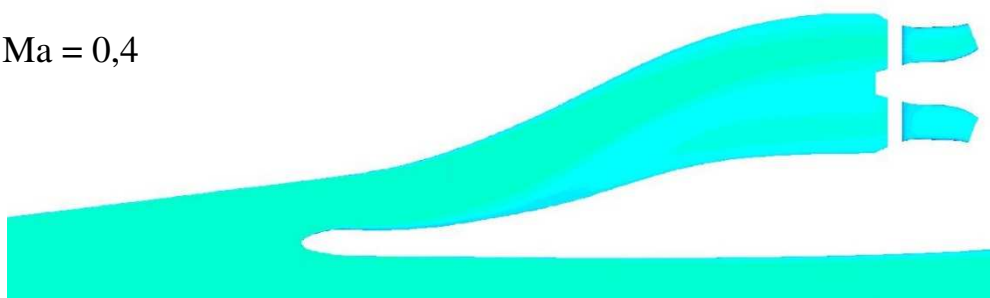
Pribeh tlakových strát možno dobre poukázať na vykreslení priebehu celkového tlaku vo vnútri sacieho kanála. Na Obr. 6.5 a Obr. 6.6 je vykreslený celkový tlak na rovine symetrie pre jednotlivé prípady. Vybrané sú prípady s nulovým uhlom nábehu a vybočenia pre hmotnostný prietok 6360 kg/h, aby sa dalo vykreslené priebehy porovnať pre geometriu s deflektormi a bez nich. Prípady s vyšším hmotnostným prietokom majú rovnaký charakter rozloženia celkového tlaku, preto nie sú v nasledujúcej časti zobrazované. Rozloženie celkového tlaku je vo všetkých prípadoch okrem jedného rovnomerné bez výraznejších gradientov. Z toho vyplýva, že v sacom kanáli nenastávajú žiadne separácie prúdenia alebo oblasti so stagnáciou prúdenia. Preto možno sací kanál považovať za správne navrhnutý. V prípade geometrie bez deflektorov pri Machovom čísle 0,8 toto tvrdenie neplatí. Pribeh celkového tlaku je nerovnomerný a v oblasti pred vstupom do sacieho kanála sa vyskytuje oblasť so stagnáciou prúdenia. Tento jav je ďalej vysvetlený v podkapitole 6.4.

Zo zobrazených priebehov celkového tlaku vyplýva, že v prípade geometrie s deflektormi, sa charakter prúdenia mení so zvyšujúcim sa Machovým číslom. Pri nižších rýchlostiach sa tlakové straty prejavujú najviac na spodnom povrchu sacieho kanála. So zvyšujúcim sa Machovým číslom sa oblasť zvýšených tlakových strát presúva na vrchný povrch. Tento priebeh je charakteristický pre geometriu s deflektormi. V prípade geometrie bez deflektorov sa tento jav neprejavuje. Oblasť s nižším celkovým tlakom je v celom rozsahu rýchlostí na spodnom povrchu.

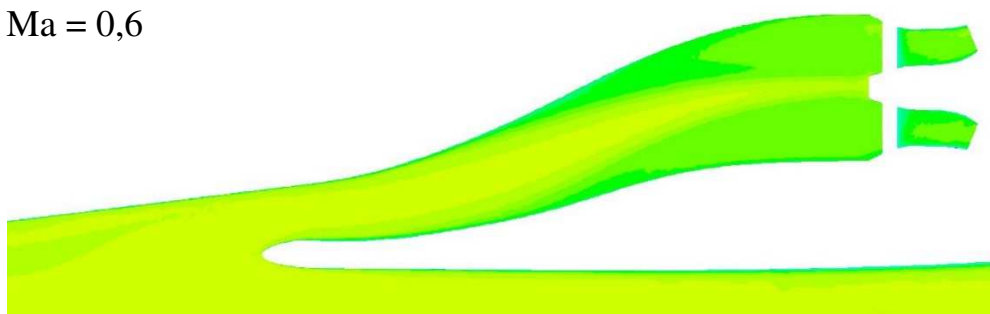
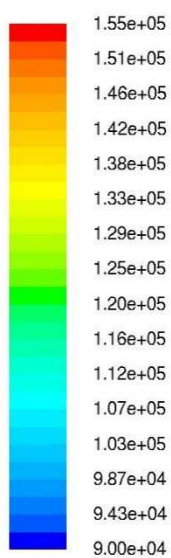
Ma = 0,2



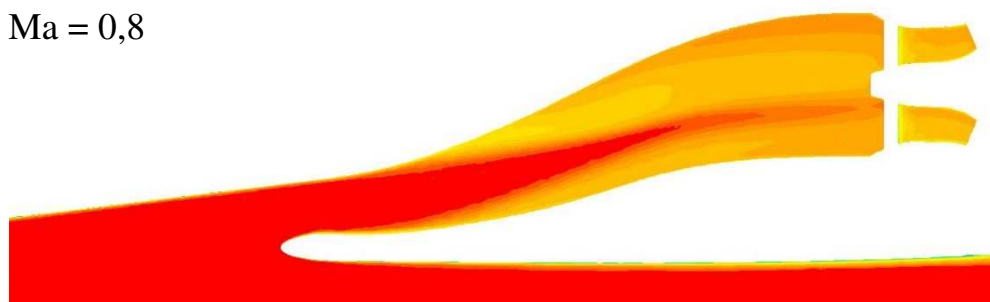
Ma = 0,4



Ma = 0,6



Ma = 0,8

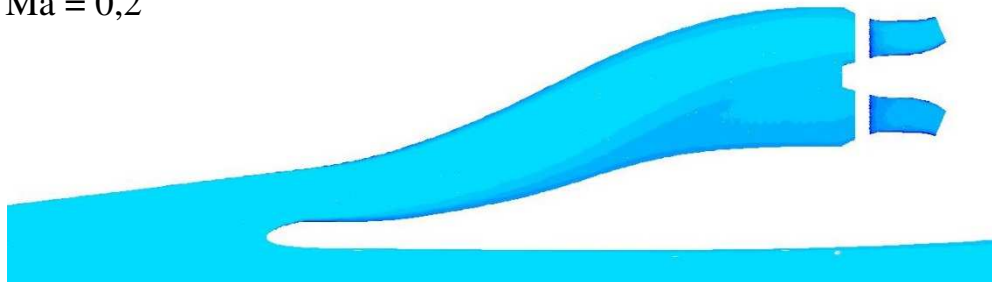


Contours of Total Pressure (pascal)

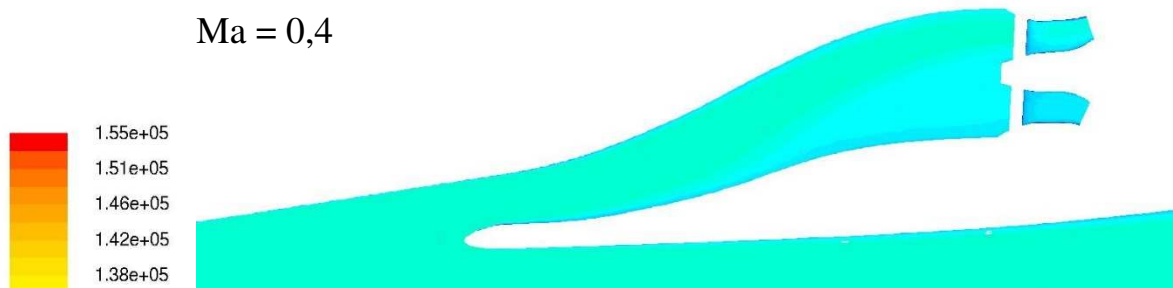
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, dbns imp, S-A) May 20, 2018

Obr. 6.5 Rozloženie celkového tlaku na rovine symetrie geometriu s deflektormi pre rozdielne Machové čísla a redukovaný hmotnostný prietok $Mr = 6360 \text{ kg/h}$

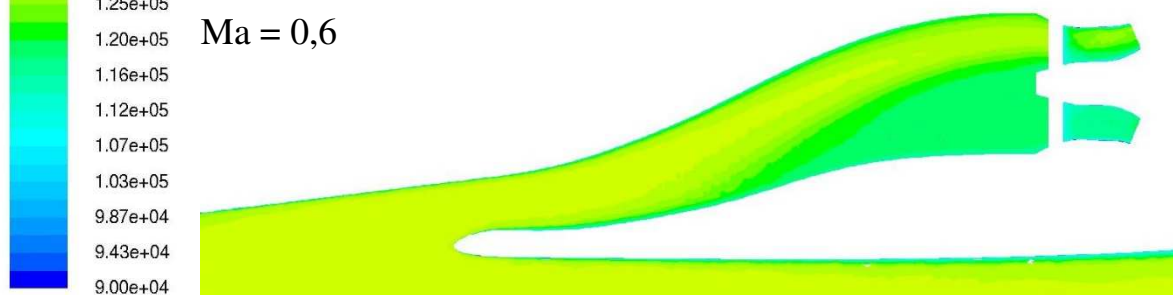
Ma = 0,2



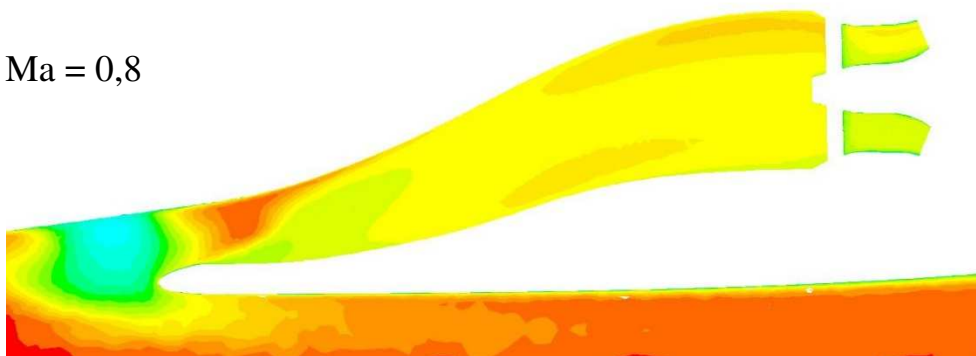
Ma = 0,4



Ma = 0,6



Ma = 0,8



Contours of Total Pressure (pascal)

May 20, 2018
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, dbns imp, S-A)

Obr. 6.6 Rozloženie celkového tlaku na rovine symetrie geometriu bez deflektorov pre rozdielne Machové čísla a redukovaný hmotnostný prietok $Mr = 6360 \text{ kg/h}$

6.3. Kritérium distorzie DC₆₀

Kritérium distorzie bolo vyhodnotené na základe rovnice (3) na rovine AIP. Výsledky boli získané pre všetky výpočtové prípady. Kritérium distorzie DC₆₀ pre prípady s nulovým uhlom nábehu a vybočenia je v Tab. 6.3. Prípady s nenulovým uhlom nábehu α alebo uhla vybočenia β pre redukovaný hmotnostný prietok 6360 kg.h⁻¹ sú zobrazené v Tab. 6.4. Požadovaná podmienka kritéria distorzie DC₆₀ $\geq -0,5$ je splnená pre všetky prípady.

Tab. 6.3 Kritérium distorzie DC₆₀ pre prípady s nulovým uhlom nábehu a vybočenia

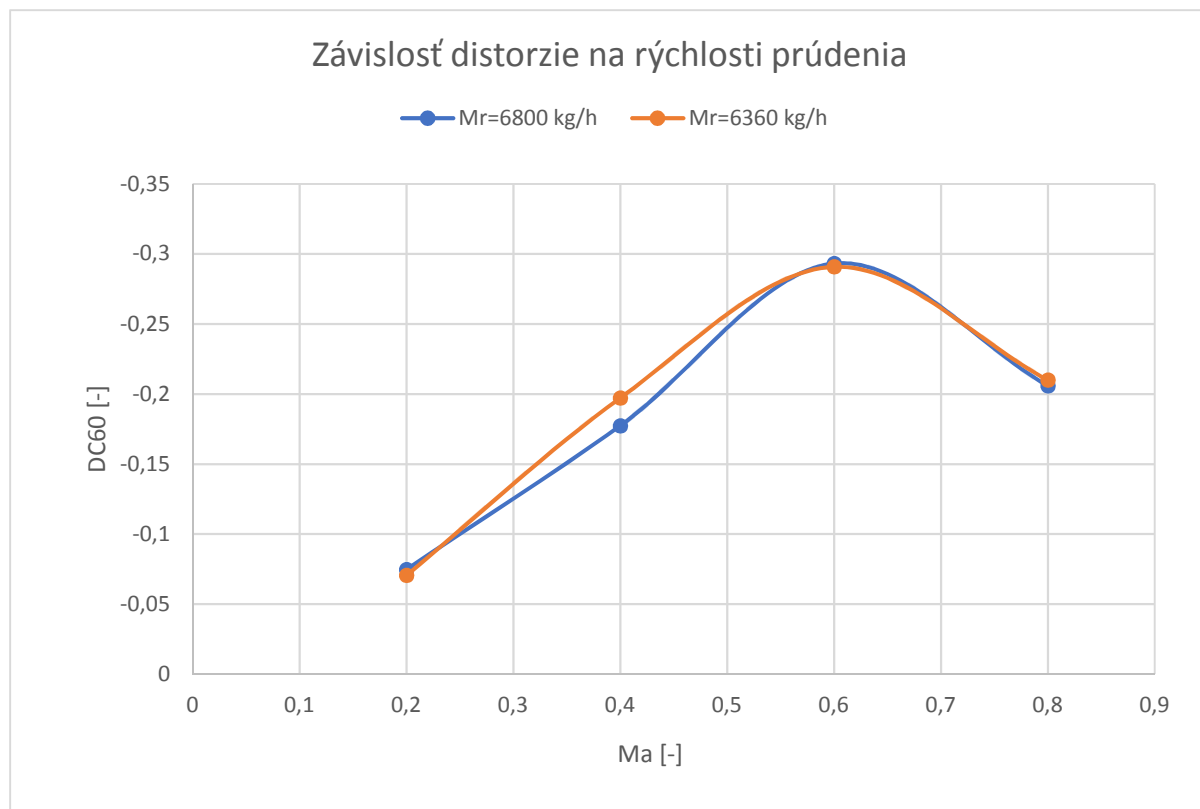
Kritérium distorzie DC ₆₀ [-]		Redukovaný hmotnostný prietok M _r [kg.h ⁻¹]		
		3095	6360	6800
Machovo číslo Ma [-]	0,2	-0,2158	-0,0705	-0,0748
	0,4	-	-0,1972	-0,1774
	0,6	-	-0,2908	-0,2933
	0,8	-	-0,21	-0,2058

Tab. 6.4 Kritérium distorzie DC₆₀ pre prípady s nenulovým uhlom nábehu a vybočenia

Ma [-]	α [°]	β [°]	Kritérium distorzie DC ₆₀ [-]
0,2	+10	0	-0,1234
0,8	+2	± 2	-0,3898
0,8	-2	± 2	-0,3525

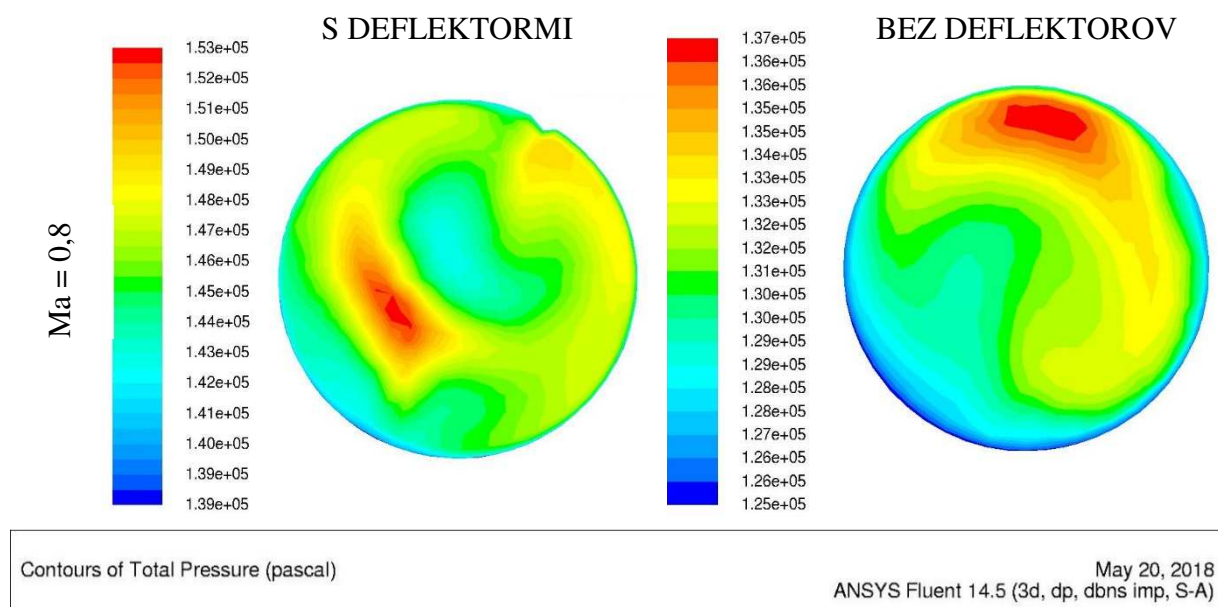
Distorzia prúdenia dosahuje najnepriaznivejších hodnôt pre Machovo číslo Ma = 0,6. Po presiahnutí hodnoty Machového čísla 0,6 kritérium distorzie DC₆₀ znovu rastie na priaznivejšie hodnoty. Môže to byť spôsobené rozpadom hlavného vírenia v sacom kanály, ako je vidno na Obr. 6.8, kde je zobrazené rozloženie celkového tlaku na rovine AIP pre hodnoty Machového čísla 0,8. Z tohto rozloženia celkového tlaku je zreteľné, že prúdenie v kanále je nesymetrické, aj keď sa jedná o symetrický prípad. Pravdepodobne je to spôsobené nestabilitou prúdenia a jeho závislosťou na čase. Z toho ale vyplýva, že aj keď kritérium distorzie DC₆₀ splňa požiadavky, dynamická distorzia nemusí vyhovovať. Takéto chovanie pravdepodobne ovplyvňuje aj tlakové straty. Tento jav sa vyskytuje pre obidve sledované hodnoty redukovaného hmotnostného prietoku. Ako vidno na Obr. 6.7 distorzia prúdenia sa výrazne nemení so zmenou hmotnostného prietoku. Rozdiely distorzie sú len minimálne, preto sa pre malé zmeny hmotnostného prietoku v rámci výpočtových hmotnostných prietokov môže distorzia považovať za konštantnú.

V prípade nenulových uhlov nábehu a vybočenia možno sledovať výrazný pokles hodnoty kritéria distorzie DC₆₀. Najviac as to prejavilo v prípade s uhlom nábehu 2° a uhlom vybočenia 2° pre Machovo číslo 0,8, kde dosahuje kritérium distorzie DC₆₀ skoro dvojnásobne nižších hodnôt. Z toho vyplýva, že distorzia prúdenia v prípade vstupného ústrojenstva s NACA vstupom je náchylná na zmeny uhlov nábehu a vybočenia

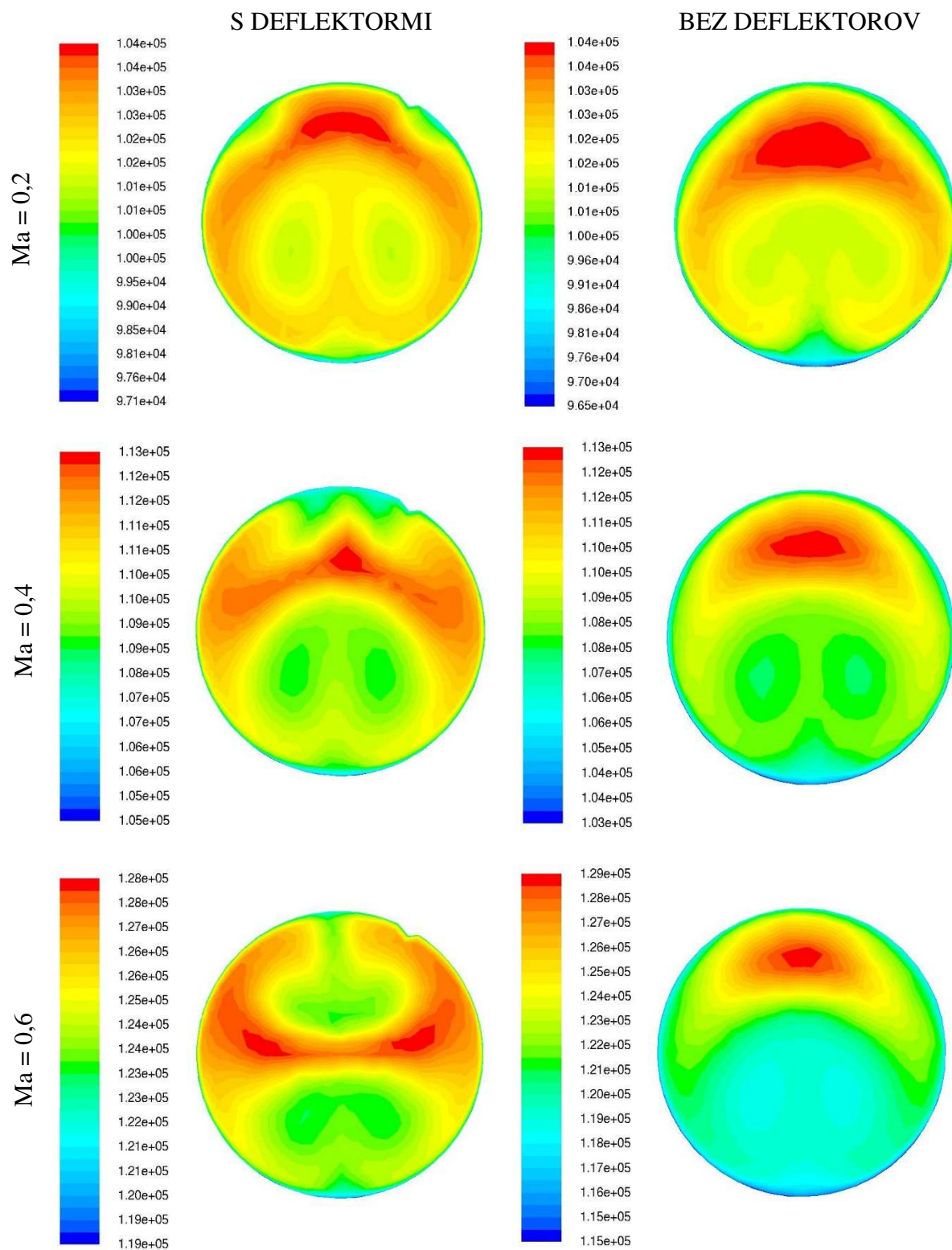


Obr. 6.7 Pribeh distorzie v závislosti na Machovom čísle a redukovanom hmotnostnom prietoku

Pre lepšie pochopenie akým spôsobom je rozrušené prúdenie pred vstupom do motora je na Obr. 6.8 a Obr. 6.9 vyhodnotený priebeh celkového tlaku na rovine AIP. Zároveň sú tu porovnané celkové tlaky na rovine AIP pre geometriu s deflektormi a bez nich.



Obr. 6.8 Porovnanie rozloženia celkového tlaku pre geometriu s deflektormi a bez nich na rovine AIP pre redukovaný hmotnostný prietok $Mr = 6360 \text{ kg/h}$



Contours of Total Pressure (pascal)

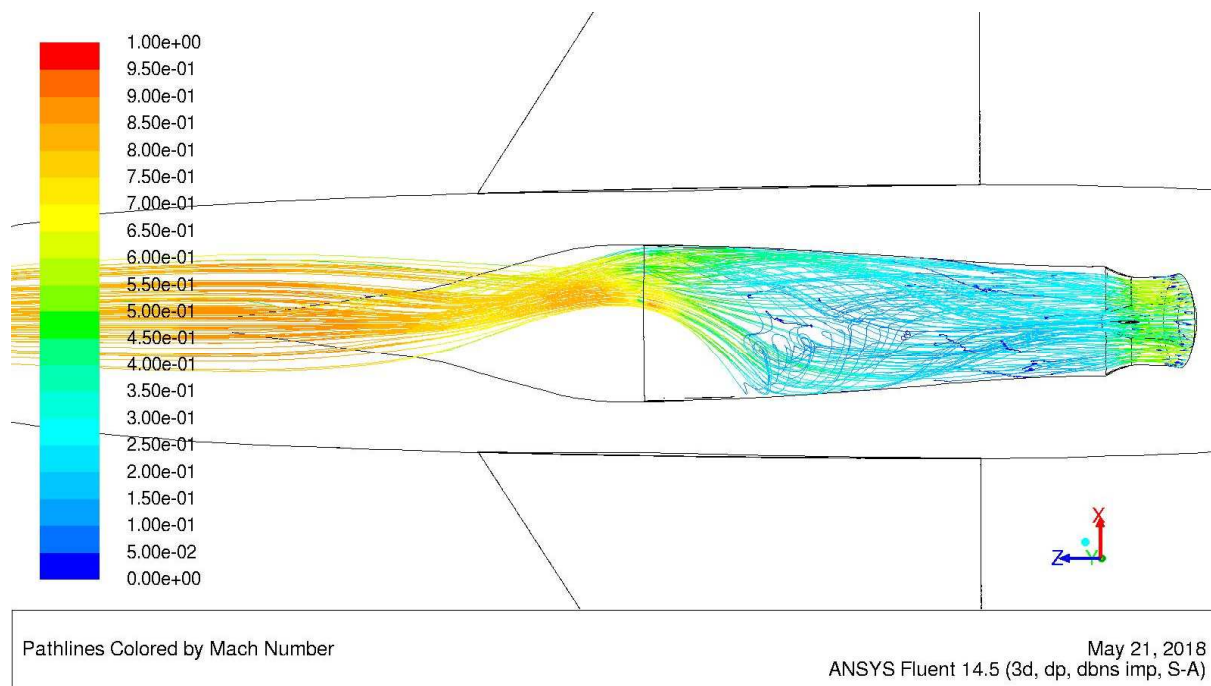
May 20, 2018
ANSYS Fluent 14.5 (3d, dp, dbns imp, S-A)

Obr. 6.9 Porovnanie rozloženia celkového tlaku pre geometriu s deflektormi a bez nich na rovine AIP pre redukovaný hmotnostný prietok $Mr = 6360 \text{ kg/h}$ a rozdielne rýchlosti

Na rozložení celkového tlaku na rovine AIP (Obr. 6.8 a Obr. 6.9) sú znázornené zreteľné rozdiely v charaktere prúdenia v sacom kanály pre geometriu s deflektormi a bez nich. V prípade geometrie bez deflektorov sa pravdepodobne jedná o jednoduché prúdenie s dvomi protibežnými vírmi vstupujúcimi do roviny AIP, kde oblasti s nižším celkovým tlakom predstavujú jadrá vírov. Tento charakter sa nemení ani s Machovým číslom. Prúdenie pri geometrii s deflektormi je však rozdielne a jeho charakter sa mení s rýchlosťou. Pri nízkych rýchlostiach je rozloženie celkového tlaku podobné ako v prípade geometrie bez deflektorov, avšak s rastúcim Machovým číslom sa jeho charakter mení a pravdepodobne sa vytvárajú dve dvojice protibežných vírov.

6.4. Zhodnotenie funkcie deflektorov

Z časového hľadiska bolo porovnanie vlastností vstupného ústrojenstva s deflektormi a bez nich vykonané iba pre redukovaný hmotnostný prietok $M_r = 6360 \text{ kg/h}$ pre Machové čísla v rozsahu 0,2 až 0,8. Ako bolo predpokladané, deflektory zlepšili vlastnosti vstupného ústrojenstva v celom rozsahu rýchlostí. Najväčší vplyv sa preukázal pri rýchlosti $Ma = 0,8$, pri ktorej vstupné ústrojenstvo bez deflektorov malo výrazne väčšie tlakové straty. Bolo to pravdepodobne spôsobené zahľtením vstupu čo je znázornené na Obr. 6.10. Pre nižšie Machové čísla nemajú deflektory výrazný vplyv na účinnosť vstupného ústrojenstva. Deflektory sú zdrojom prídavného odporu, ktorého nepriaznivé účinky môžu prevážiť nad znížením tlakových strát. Preto pre nízke rýchlosti pri zadanej geometrii nie je vhodné použitie deflektorov. Opodstatnenie ich použitia sa prejavuje pre väčšie rýchlosti, pre ktoré je vstupné ústrojenstvo navrhnuté. Deflektory nielenže znižujú tlakové straty, ale zároveň znižujú náchylnosť zahľtenia vstupu pre vyššie rýchlosti a nižšie hmotnostné prietoky.



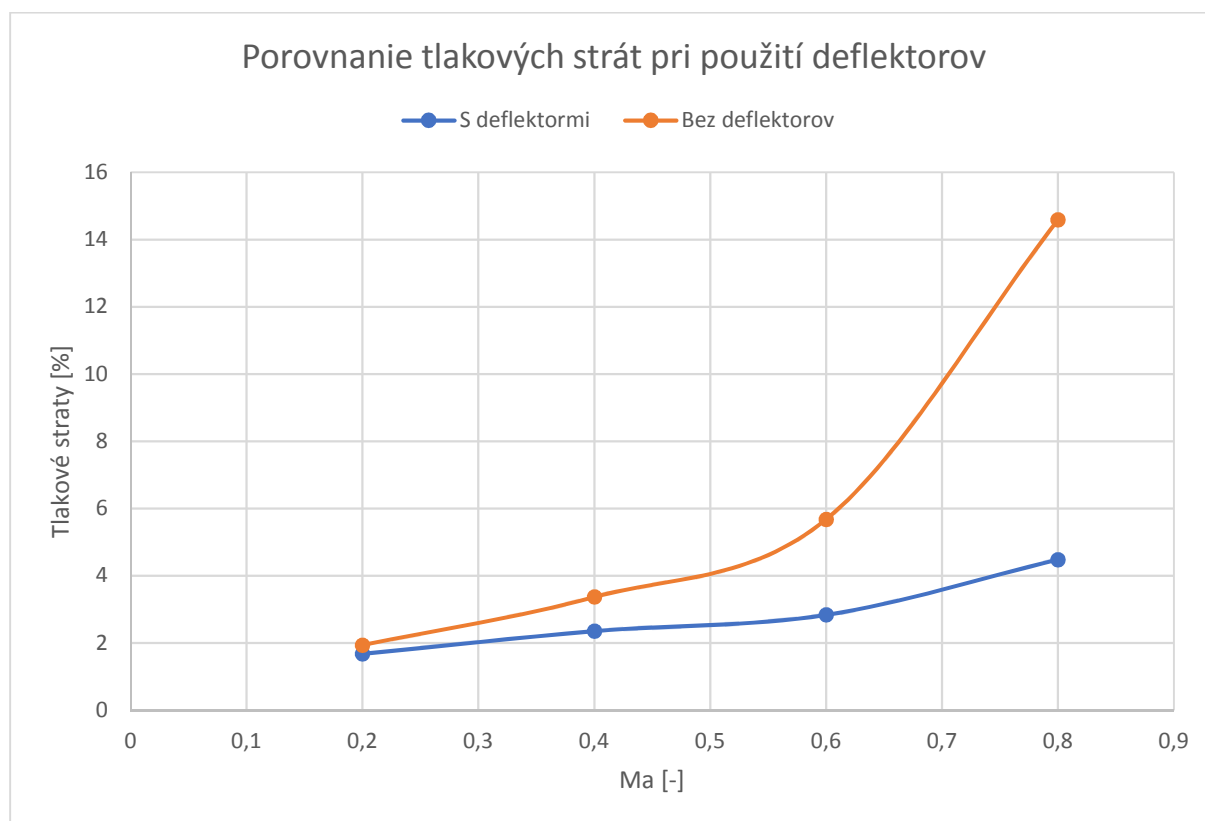
Obr. 6.10 Pathlines vstupného ústrojenstva pre geometriu bez deflektorov pri $Ma = 0,8$ a $M_r = 6360 \text{ kg/h}$

Pre prípad s Machovým číslom 0,8 bez deflektorov na Obr. 6.6 je jasne vidieť výrazné zhoršenie prúdenia vstupným ústrojenstvom. Problémy nastávajú už v NACA vstupe, kde sa objavuje oblasť stagnácie prúdenia, ktorá zaberá veľkú časť vstupu. Prúdenie do sacieho kanála

je odklonené na stranu a väčšia časť vstupu stráca funkčnosť. Vyúsťuje to do výrazných tlakových strát v desiatkach percent.

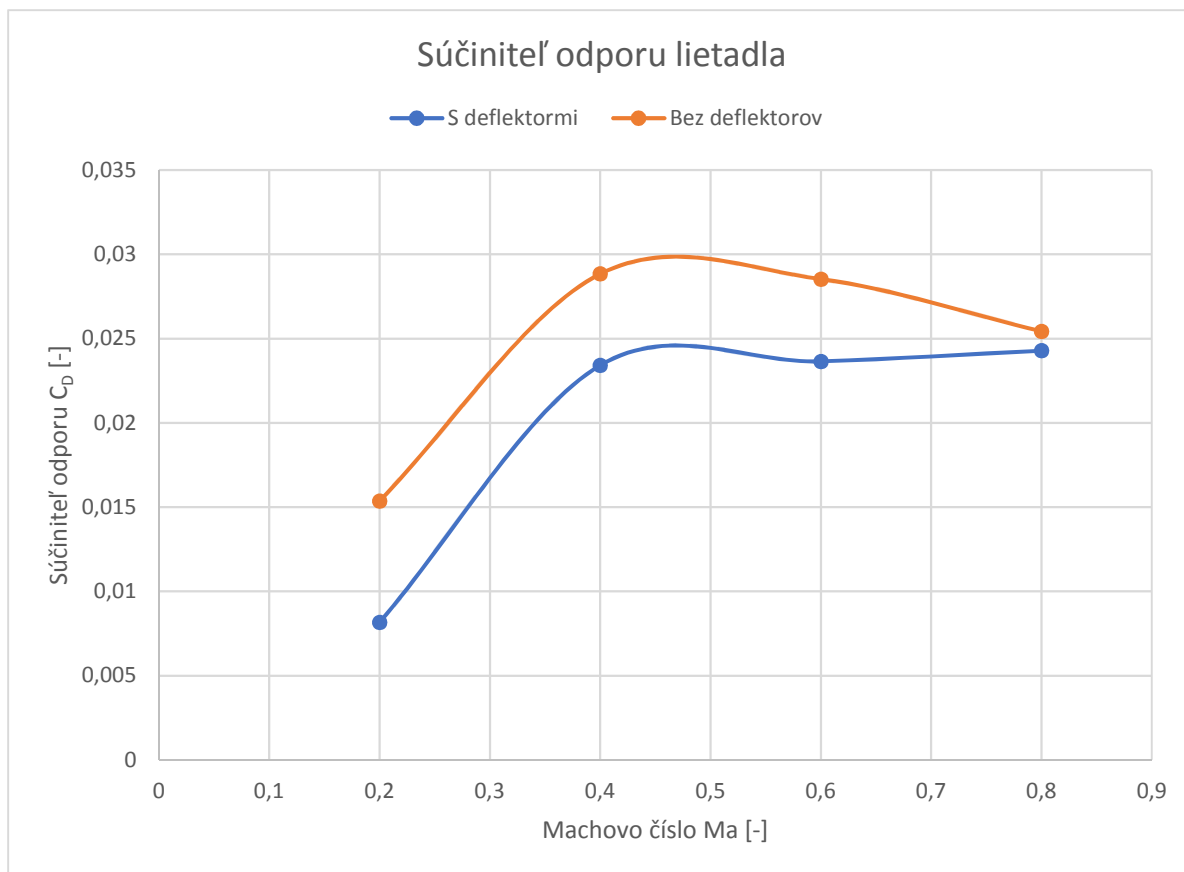
Tab. 6.5 Porovnanie vplyvu deflektorov na tlakové straty pre redukovaný hmotnostný prietok $M_r = 6360 \text{ kg.h}^{-1}$

Pre redukovaný hmotnostný prietok $M_r = 6360$ kg.h^{-1}		Tlakové straty	
		Bez deflektorov [%]	S deflektormi [%]
Machovo číslo Ma [-]	0,2	1,936	1,676
	0,4	3,368	2,352
	0,6	5,679	2,836
	0,8	14,589	4,48



Obr. 6.11 Priebeh tlakových strát pri vplyve deflektorov pre rozdielne rýchlosti

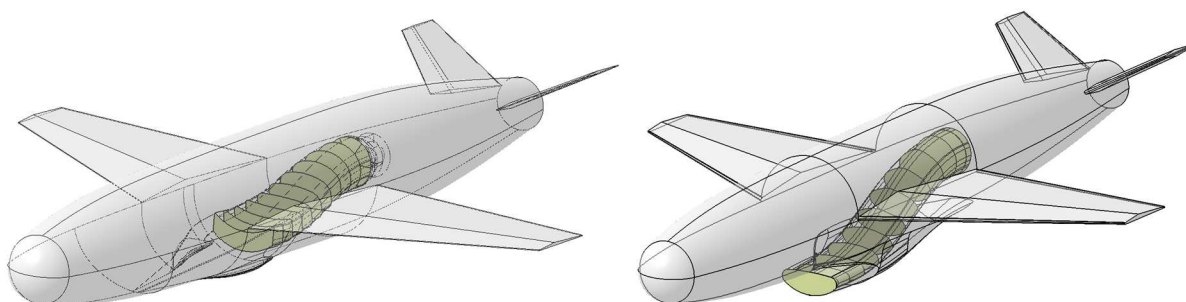
Podľa predpokladov by deflektory mali byť zdrojmi prídavného odporu, avšak ako je znázornené na Obr. 6.12, geometria vstupného ústrojenstva vykazuje lepšie vlastnosti z hľadiska celkového odporu lietadla aj napriek zväčšeniu jeho čelnej plochy. Súčiniteľ odporu je nižší pre všetky sledované prípady pre geometriu s deflektormi. Pravdepodobne to je spôsobené lepšou tvorbou vírenia v oblasti deflektorov a plynulejším prúdením v okolí NACA vstupu.



Obr. 6.12 Porovnanie súčiniteľa odporu lietadla pre geometriu s deflektormi a bez nich pre celý rozsah rýchlostí pri redukovanom hmotnostnom prietoku $M_r = 6360 \text{ kg/h}$

6.5. Porovnanie so vstupným ústrojenstvom typu S-duct

V práci [16] bol na základe rovnakej geometrie bezpilotného prostriedku vykonaný návrh vstupného ústrojenstva typu S-duct (Obr. 6.13). Zo získaných dát sa dajú porovnať jednotlivé dizajny a posúdiť ich vlastnosti a použitie.



Obr. 6.13 Porovnanie navrhnutej geometrie s NACA vstupom (vľavo) a vstupným ústrojenstvom typu S-duct (vpravo)

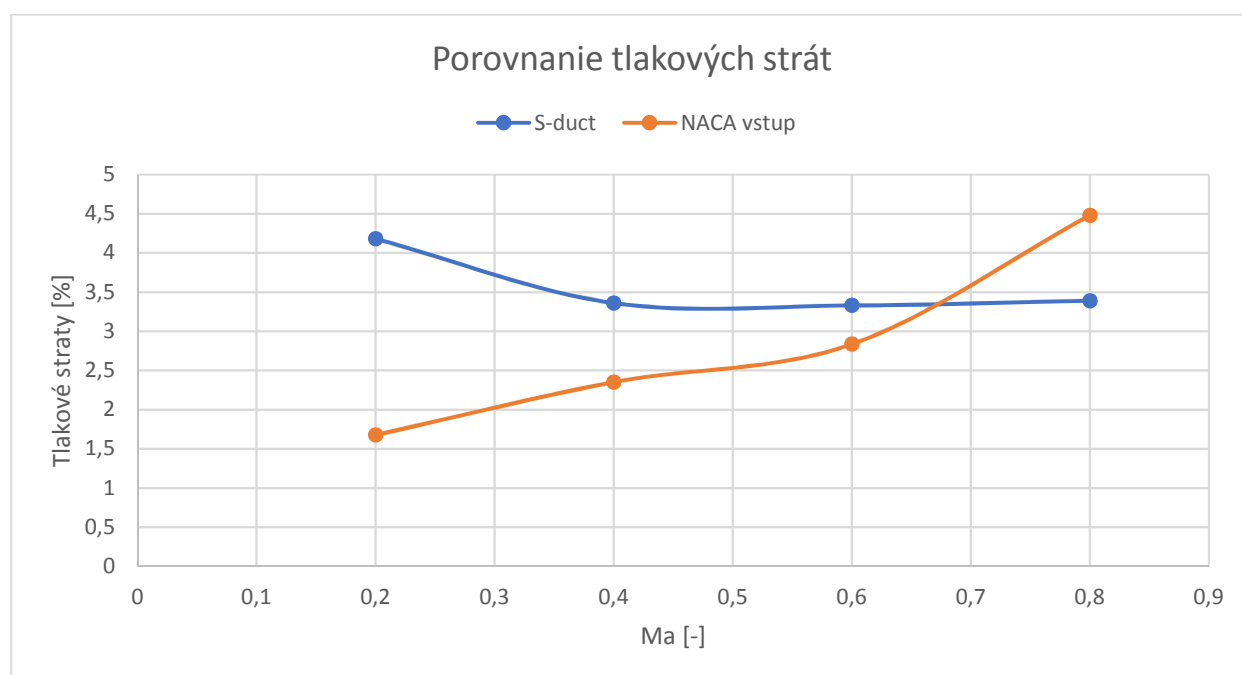
Tlakové straty

Z porovnania tlakových strát jednotlivých dizajnov je zreteľné, že v tomto prípade je vstupné ústrojenstvo s NACA vstupom lepšie navrhnuté pre nižšie rýchlosti. Jeho nevýhoda je však postupný nárast tlakových strát so zvyšujúcou sa rýchlosťou. Pre Machovo číslo 0,8 sú dokonca straty podstatne vyššie ako v prípade konfigurácie typu S-duct. Predpokladom je, že tlakové

straty budú len výrazne vyššie pri väčších rýchlostiach. Na druhej strane, vstupné ústrojenstvo typu S-duct nevykazuje výrazné rozdiely v tlakových stratách pre zadané prípady. Tlakové straty pre túto geometriu sú pre zadaný rozsah rýchlostí približne konštantné a sú málo náchylné na zmeny uhla nábehu a vybočenia. Z toho vyplýva, že S-duct je stabilnejší ako NACA vstup a pri správnom návrhu by mohol mať aj porovnateľné tlakové straty. Avšak NACA vstup je lepší z pohľadu príspevku k súčiniteľu odporu lietadla a môže byť dobre optimalizovaný pre zadané podmienky, hlavne pre nižšie rýchlosti.

Tab. 6.6 Porovnanie tlakových strát pre NACA vstup a S-duct

Machovo číslo	Uhol nábehu	Uhol vybočenia	Hmot. prietok	Tlakové straty		Rozdiel
Ma	α	β	M_r	S-duct	NACA vstup	
[-]	[°]	[°]	[kg/h]	[%]	[%]	[%]
0,8	0	0	6360	3,39	4,48	32,16
0,6	0	0	6360	3,33	2,836	-14,85
0,4	0	0	6360	3,36	2,352	-29,99
0,2	0	0	6360	4,18	1,676	-59,9
0,8	2	2	6360	3,32	4,176	25,77
0,8	-2	2	6360	3,56	5,138	44,33



Obr. 6.14 Priebeh tlakových strát pre NACA vstup a S-duct v závislosti na rýchlosti

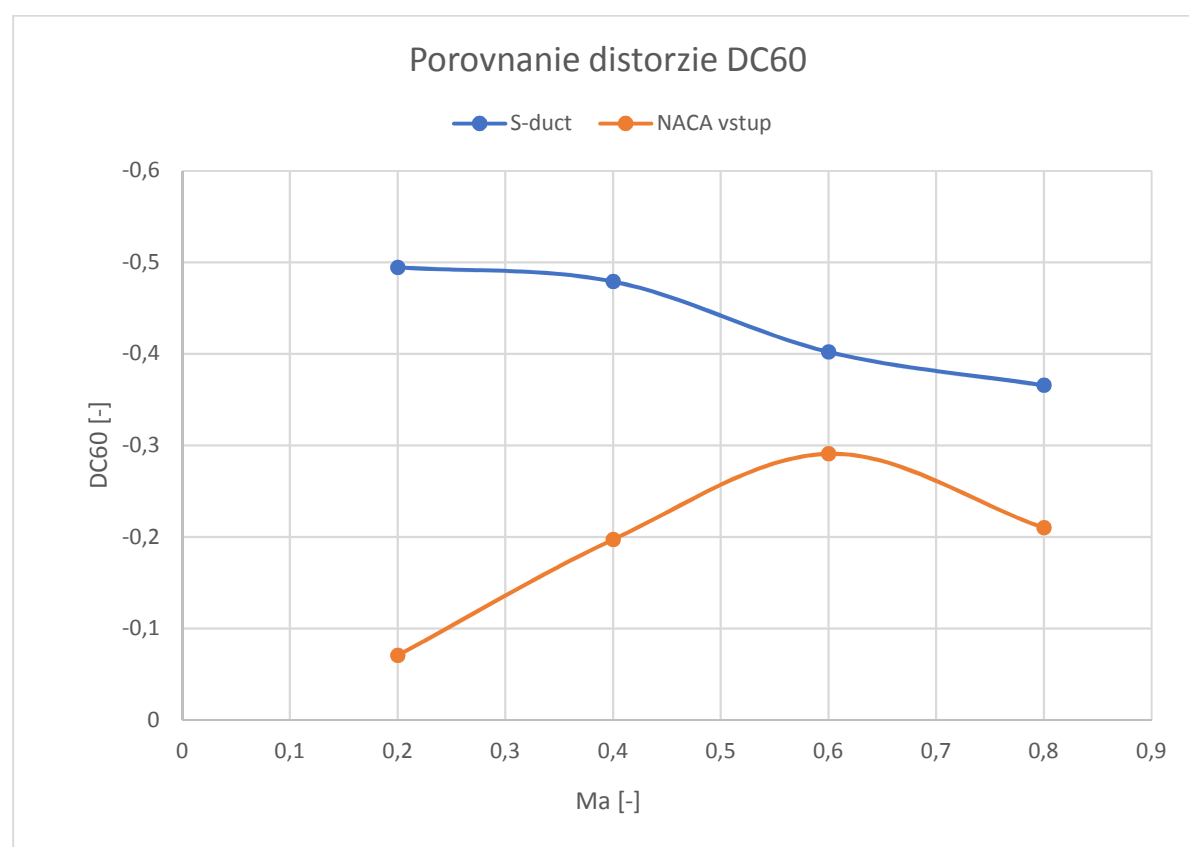
Kritérium distorzie DC₆₀

Z porovnania jednotlivých dizajnov vyplýva, že vstupné ústrojenstvo s NACA vstupom má výrazne lepšie hodnoty distorzie ako S-duct. Dôvodom je hlavne menšie radiálne odsadenie vstupu a výstupu sacieho kanála v prípade geometrie s NACA vstupom. Z tohto dôvodu sa vo vstupnom ústrojenstve typu S-duct sa tvoria silnejšie sekundárne prúdenia, ktoré výrazne ovplyvňujú distorziu. Rovnako ako v prípade tlakových strát tu platí, že distorzia je v prípade S-ductu menej náchylná na zmeny rýchlosti a uhla nábehu a vybočenia. V porovnaní s tým je

vstupné ústrojenstvo s NACA vstupom výrazne náchylnejšie na zmeny uhla nábehu a vybočenia.

Tab. 6.7 Kritérium distorzie DC_{60} pre NACA vstup a S-duct

Machovo číslo	Uhol nábehu	Uhol vybočenia	Hmot. prietok	Kritérium distorzie DC_{60}		Rozdiel
Ma	α	β	M_r	S-duct	NACA vstup	
[-]	[°]	[°]	[kg/h]	[-]	[-]	[%]
0,8	0	0	6360	-0,3656	-0,20997	-42,5685
0,6	0	0	6360	-0,4021	-0,29084	-27,6709
0,4	0	0	6360	-0,4791	-0,19716	-58,8483
0,2	0	0	6360	-0,4946	-0,07046	-85,7548
0,8	2	2	6360	-0,3474	-0,38975	12,19151
0,8	-2	2	6360	-0,3893	-0,35253	-9,44424



Obr. 6.15 Priebeh kritéria distorzie DC_{60} pre NACA vstup a S-duct pre rozdielne rýchlosti

ZÁVER

Hlavným ťažiskom tejto diplomovej práce je návrh vstupného ústrojenstva v prevedení NACA vstup pre turbínový motor PBS TJ 100. Dôraz sa kladie na zaistenie dostatočného prívodu vzduchu s minimálnymi tlakovými stratami a minimálnou distorziou prúdu pred vstupom do kompresora.

Úvod sa venuje teoretickej problematike prúdenia o vstupnom ústrojenstve a požiadavkám kladeným naňho. Dôraz je kladený hlavne na zhodnotenie vlastností NACA vstupu a jeho vplyvy na účinnosť sacieho kanála. Na základe posúdenia vplyvu jednotlivých parametrov NACA vstupu na prúdenie vo vstupnom ústrojenstve je vytvorený súbor odporúčaní pre návrh vstupného ústrojenstva v prevedení NACA vstup a zároveň je vytvorená metodika návrhu takéhoto vstupného ústrojenstva.

Druhá časť práce sa venuje samotnému návrhu vstupného ústrojenstva v prevedení NACA vstup podľa stanovenej metodiky pre zadaný bezpilotný prostriedok a podmienky. Vstupné ústrojenstvo je optimalizované na podmienky v 1000 m nad morom podľa medzinárodnej štandardnej atmosféry MSA pri rýchlosti letu $Ma = 0,8$ a redukovanom hmotnostnom prietoku 6500 kg/h. Vyhodnotenie navrhnutého vstupného ústrojenstva je vykonané pomocou CFD analýzy v programe Fluent pre zadaný rozsah výpočtových prípadov určených v podkapitole 0. Zároveň je vykonané porovnanie so vstupným ústrojenstvom typu S-duct a určený vplyv deflektorov na vlastnosti vstupného ústrojenstva.

Z výsledkov CFD analýzy je určené kritérium distorzie DC_{60} a tlakové straty pre všetky výpočtové prípady. Podmienka distorzie prúdu na vstupe do kompresora $DC_{60} \geq -0,5$ je splnená pre všetky výpočtové prípady. Najnižšie hodnoty kritéria DC_{60} sú v prípadoch s hmotnostným tokom 6360 kg.h⁻¹ a 6800 kg.h⁻¹ pre Machovo číslo $Ma = 0,2$, kde ustálenie turbulentného prúdu vytvoreného NACA vstupom je najlepšie. Podmienka tlakových strát menších ako 3 % je pri prípadoch s vyšším Machovým číslom presiahnutá. Zároveň platí, že tlakové straty pre väčšie hmotnostné prietoky sú vyššie a že vstupné ústrojenstvo so zvyšovaním Machového čísla stráca na efektívnosti. Aj napriek predpokladaným horším vlastnostiam vstupného ústrojenstva s NACA vstupom oproti iným typom, spĺňa vytvorená geometria požadované podmienky vo väčšine výpočtových prípadov.

Vykonané je aj porovnanie so vstupným ústrojenstvom typu S-duct navrhnutého pre rovnakú geometriu lietajúceho prostriedku v práci [16]. NACA vstup má lepšie vlastnosti hlavne pri nižších rýchlostiach, kde sú tlakové straty a distorzia výrazne nižšie ako v prípade S-ductu. Jeho nevýhodou je nestabilita funkcie v prípade nižších hmotnostných prietokov a vyšších rýchlostí prúdenia, kde môže nastať zahľtenie sacieho kanála a vytvorenie oblasti so stagnáciou prúdenia. Má to za následok nepriaznivé prúdenie cez sací kanál a výrazné zvýšenie tlakových strát. Jednou z možností obmedzenia výskytu tohto javu je použitie deflektorov na obryse NACA vstupu. Pri porovnaní chovania sa geometrie bez deflektorov a geometrie osadenej deflektormi je jednoznačne vidieť zlepšenie účinnosti vstupného ústrojenstva. Najväčší vplyv majú deflektory pri Machovom čísle $Ma = 0,8$, kde tlakové straty poklesli použitím deflektorov až o 10,1%. Preto je vysoko odporúčané použitie deflektorov hlavne pre vyššie rýchlosti. Avšak ani použitie deflektorov nezabraňuje náchylnosti vstupného ústrojenstva na zmenu uhlu vybočenia. Pri nenulovom vybočení sa zvyšujú tlakové straty a hlavne distorzia prúdenia.

Zo získaných výsledkov vyplýva, že vstupné ústrojenstvo v prevedení NACA vstup nie je vhodné pre obrátne lietajúce prostriedky, ktoré vyžadujú funkčnosť sania do motora pre veľký rozsah uhla nábehu, uhla vybočenia a výkonov turbínového motora a tým pádom aj hmotnostných prietokov cez sací kanál. Vstupné ústrojenstvo v prevedení NACA vstup dokáže

byť dobre optimalizované pre presne zadané podmienky pri nižších rýchlostiach ako $Ma = 0,8$. Z toho vyplýva, že takéto riešenie vstupného ústrojenstva je vhodné pre lietajúce prostriedky s charakteristickou misiou, pri ktorej je lietadlo vystavené optimálnym návrhovým podmienkam po väčšinu misie. Medzi takéto aplikácie môžu patriť napríklad monitorovacie bezpilotné prostriedky, cvičné ciele alebo riadené strely s plochou dráhou letu.

ZOZNAM POUŽITEJ LITERATÚRY

- [1] SEDDON, J. a E. L. GOLDSMITH. *Intake aerodynamics*. 2nd ed. / rev. by E.L. Goldsmith. Reston, Va.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, c1999. ISBN 1563473615.
- [2] EL-SAYED, Ahmed F. *Aircraft propulsion and gas turbine engines*. 6th edition. Boca Raton: CRC Press, c2008. ISBN 0849335884.
- [3] JOHN J. BERTIN AND RUSSELL M. CUMMINGS a INTERNATIONAL EDITION CONTRIBUTIONS BY P. VENKATA REDDY. *Aerodynamics for engineers*. 6th edition, International edition. Harlow: Pearson, 2013. ISBN 9780273793274.
- [4] MOSSMAN, Emmet a Lauros RANDALL. *An experimental investigation of the design variables for NACA submerged duct entrances*. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics, 1948. NACA-RM-A7I30.
- [5] HOERNER, Sighard F. *Fluid-dynamic drag: practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance*. Bakersfield: Hoerner Fluid Dynamics, 1965.
- [6] SACKS, Alvin a John SPREITER. *Theoretical Investigation of Submerged Inlets at Low Speeds*. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics, 1951. NACA-TN-2323.
- [7] FRANK, Joseph. *Pressure-distribution and Ram-recovery Characteristics of NACA Submerged Inlets at High Subsonic Speeds*. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics, 1953. NACA-RM-A50E02.
- [8] FRANK, Joseph a Charles HALL. *Ram-recovery Characteristics of NACA Submerged Inlets at High Subsonic Speeds*. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics, 1948. NACA-RM-A8I29.
- [9] FRANK, Joseph a Taylor ROBERT. *Comparison of Drag, Pressure Recovery, and Surface Pressure of a Scoop-type Inlet and an NACA Submerged Inlet at Transonic Speeds*. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics, 1951. NACA-RM-A51H20a.
- [10] FRICK, Charles, Wallace DAVIS, Lauros RANDALL a Emmet MOSSMAN. *An Experimental Investigation of NACA Submerged-Duct Entrances*. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics, 1945. NACA-MR-A5E23
- [11] HOLZHAUSER a Norman MARTIN. *An Experimental Investigation at Large Scale of Single and Twin NACA Submerged Side Intakes at Several Angles of Sideslip*. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics, 1949. NACA-RM-A9F20.

- [12] AXELSON, John a Robert TAYLOR. *Preliminary Investigation of the Transonic Characteristics of an NACA Submerged Inlet*. Ames Aeronautical Lab.; Moffett Field, CA, United States: National Advisory Committee for Aeronautics, 1950. NACA-RM-A50C13.
- [13] AKMAN, Oral. *Subsonic-transonic submerged intake design for a cruise missile*. Ankara, Turecko, 2014. Master thesis. Middle East Technical University.
- [14] STEENKEN, W, J WILLIAMS a A YUHAS. *Estimating Engine Airflow in Gas-Turbine Powered Aircraft with Clean and Distorted Inlet Flows*. Cincinnati, OH United States: General Electric Co. Aircraft Engines, 1996. NAS3-26617; RTOP 505-68-30
- [15] PAPADOPOULOS, Fotios, Ioannis VALAKOS a Ioannis NIKOLOS. Design of an S-duct intake for UAV applications. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*. 2012, **84**(6), 439-456.
- [16] KUBO, M. *Optimalizovaný návrh sacieho kanálu turbínového motoru*. Brno, 2016. Diplomová práce. Vysoké učení technické v Brně, Fakulta strojního inženýrství. Vedoucí práce Ing. Robert Popela, Ph.D.
- [17] *Northrop Gruman Media Gallery* [online]. 2018 [cit. 2018-05-24]. Dostupné z: <http://www.northropgrumman.com/MediaResources/Pages/MediaGallery.aspx?ProductId=BS-10001>
- [18] HLOUŠEK, Jan. *Doplnění zadání diplomové práce s názvem: Návrh sacího kanálu turbínového motoru v provedení NACA vstup*. Velká Bíteš: První brněnská strojírna Velká Bíteš, 2017.
- [19] *Air Power Australia* [online]. 2014 [cit. 2018-05-24]. Dostupné z: <http://www.ausairpower.net/>
- [20] *Mass Flow Choking* [online]. [cit. 2018-05-24]. Dostupné z: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/mflchk.html>
- [21] *Pointwise Y+ Calculator* [online]. [cit. 2018-05-24]. Dostupné z: <http://www.pointwise.com/yplus/>
- [22] *Fluent Documentation* [online]. [cit. 2018-05-24]. Dostupné z: https://www.sharcnet.ca/Software/Ansys/16.2.3/en-us/help/ai_sinfo/flu_intro.html
- [23] *Aircraft Pictures* [online]. [cit. 2018-05-24]. Dostupné z: <https://www.airplane-pictures.net>

ZOZNAM POUŽITÝCH SKRATIEK A SYMBOLOV

CFD	Computational Fluid Dynamics
CAD	Computer Aided Design
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Aeronautics and Space Administration
FOD	Foreign object damage
STOL	Short take-off and landing
PBS	První brněnská strojírna Velká Bíteš, a. s.
AIP	Aerodynamic Interface Plane
MSA	Medzinárodná štandardná atmosféra
CATIA V5R20	CAD software
ICEM CFD	Software na tvorbu výpočtovej siete
DC60 [-]	Kritérium distorzie
C_{Lmax} [-]	Maximálny súčiniteľ vztlaku
p [Pa]	Statický tlak
$P = p_c$ [Pa]	Celkový tlak
A [m ²]	Plocha prierezu
S [m ²]	Plocha
η_p [-]	Účinnosť tlakovej premeny
ΔP [%]	Tlakové straty
p_d [Pa]	Dynamický tlak
$p_{cmin,AIP}^{60}$ [Pa]	Priemerný celkový tlak na výseku roviny AIP s uhlom 60° s najnižšou hodnotou
$p_{c,AIP}^{360}$ [Pa]	Priemerný celkový tlak na celej rovine AIP
$p_{d,AIP}^{360}$ [Pa]	Priemerný dynamický tlak na celej rovine AIP
T_c [K]	Celková teplota
$T_{c,AIP}^{360}$ [K]	Celková teplota na rovine AIP
ΔP_i [-]	Celkové tlakové straty spôsobené vstupom vzduchu
ΔP_{BLF} [-]	Tlakové straty spôsobené medznou vrstvou na podlahe vstupu
C [-]	Pomer tlakových strát vytvorených dvojicou vírov, ktoré vstupujú do sacieho kanála
ΔP_v [-]	Tlakové straty v jadre vírov
ΔP_{BLS} [-]	Tlakové straty z medznej vrstvy z povrchu trupu lietadla
O_{ef} [mm]	Radiálne odsadenie vstupu

D_{ef}	[mm]	Priemer vstupu do motora
L_{ax}	[mm]	Axiálna dĺžka sacieho
w	[mm]	Šírka vstupu do sacieho kanála
d	[mm]	Hĺbka vstupu do sacieho kanála
\dot{m}	[kg/h]	Hmotnostný prietok
M_r	[kg/h]	Redukovaný hmotnostný prietok
M	[kg/h]	Fyzikálny (skutočný) prietok vzduchu kanálom sania
Ma	[-]	Machovo číslo
R	[J.K ⁻¹ .mol ⁻¹]	Plynová konštanta
κ	[-]	Poissonova konštanta
R_d	[mm]	Polomer domény FLUID
Y_+	[-]	Bezrozmerná hodnota wall
α	[°]	Uhol nábehu
β	[°]	Uhol vybočenia

ZOZNAM OBRÁZKOV

Obr. 1.1 Základné typy subsonických vstupov	15
Obr. 1.2 Umiestnenie pohonnej jednotky na krídle: a) v koreni krídla, b) v gondole pod krídlom, c) nad krídlom	16
Obr. 1.3 Northrop Grumman B-2 Spirit so vstupom typu flush	17
Obr. 1.4 Umiestnenie pohonnej jednotky na trupe: a) v gondole na pylóne, b) integrálne v trupe	19
Obr. 1.5 Priebeh celkového tlaku vo vstupnom ústrojenstve	20
Obr. 1.6 Oblasť ovplyvňujúca medznú vrstvu.	21
Obr. 1.7 Zobrazenie celkového tlaku na rovine AIP pomocou izobár a farebného odlíšenia v CFD	22
Obr. 1.8 Rozdelenie plochy AIP na 6 častí	23
Obr. 1.9 Zobrazenie dynamickej distorzie	23
Obr. 2.1 NACA vstup.....	25
Obr. 2.2 Princíp funkcie NACA vstupu	26
Obr. 2.3 Porovnanie paralelného a divergentného vnoreného vstupu.....	26
Obr. 2.4 Spôsob tvorby vírenia v NACA vstupe.....	27
Obr. 2.5 Rozdelenie divergencie prúdenia na podlahe NACA vstupu.....	28
Obr. 2.6 Znázornenie strát v NACA vstupe	28
Obr. 2.7 Závislosť tlakových strát a prírastku koeficientu odporu na pomere hmotnostného prietoku.....	30
Obr. 2.8 Experimentálne lietadlá s NACA vstupmi: a) YF-86, b) SB.4 Sherpa, c) AVRO 707b	31
Obr. 2.9 Microjet BeDe BD-5 s NACA vstupom pre turbínový motor	32
Obr. 2.10 Príklady použitia NACA vstupov: a) vstup vzduchu pre pomocnú energetickú jednotku, b) pre klimatizačné účely, c) chladenie periférií motora.....	32
Obr. 2.11 Štart riadenej strely s plochou dráhou letu za pomoci raketového boosteru.....	33
Obr. 3.1 Vplyv hrúbky medznej vrstvy na účinnosť tlakovej premeny pre NACA vstup.....	36
Obr. 3.2 Northrop Grumman X-47B s vstupom vzduchu na vrchnej strane.....	36
Obr. 3.3 Príklad zdvojeného sacieho kanála s NACA vstupom.....	37
Obr. 3.4 Vplyv dĺžky sacieho kanála na tlakové straty a distorziu	40
Obr. 3.5 Príklad Gerlachovho tvarovania sacieho kanála	40
Obr. 3.6 Porovnanie rovnej a zakrivenej podlahy	42
Obr. 3.7 Porovnanie NACA vstupu s deflektormi (a) a bez nich (b)	43
Obr. 3.8 Jeden zo spôsobov odsávania medznej vrstvy	44
Obr. 4.1 Porovnanie prierezov s rovnakým pomerom w/d	46

Obr. 4.2 Schematické zobrazenie NACA vstupu	46
Obr. 4.3 Schematické znázornenie deflektorov	49
Obr. 5.1 Muška bezpilotného prostriedku so stanovenou polohou motora.....	50
Obr. 5.2 Schematické znázornenie navrhnutého vstupného ústrojenstva	51
Obr. 5.3 Priebeh plochy prierezu sacieho kanála v závislosti na polohe.	52
Obr. 5.4 Axiálna a radiálna vzdialenosť vstupu (zelená) a výstupu sacieho kanála (červená) ..	53
Obr. 5.5 Porovnanie geometrie NACA vstupu s deflektormi a bez nich	54
Obr. 5.6 Porovnanie výpočtovej siete pre ostrú a zaoblenú nábežnú hranu.....	55
Obr. 5.7 Hranice domény FLUID	56
Obr. 5.8 Pomocné plochy v kanále určené na post-processing dát	57
Obr. 5.9 Výsledná geometria vstupného ústrojenstva.....	58
Obr. 5.10 Oblasť v sacom kanály, kde nebola vytvorená výpočtová sieť.....	59
Obr. 5.11 Vyčistenie vytvorenej topológie – vygenerovaná (vľavo) a vyčistená (vpravo)	60
Obr. 5.12 Umiestnenie prvky "Body" pre FLUID v sacom kanály	61
Obr. 5.13 Vyobrazenie umiestnenia prvkov "Mesh Density"	63
Obr. 5.14 Vyobrazenie prizmatickej vrstvy na rovine symetrie lietadla.....	64
Obr. 5.15 Rez finálnou výpočtovou sieťou na rovine symetrie	67
Obr. 5.16 Závislosť hmotnostného prietoku na výstupe zo vstupného ústrojenstva na počte iterácii výpočtu. Skokové zmeny v priebehu znázorňujú zmeny v podmienke „Target Mass Flow“ na okrajovej podmienke „pressure-outlet“	70
Obr. 6.1 Pathlines pre vstupné ústrojenstvo pri $Ma = 0,8$	73
Obr. 6.2 Rozloženie celkového tlaku na pomocných rovinách pre prípad s $Ma = 0,6$ a $Mr = 6360$ kg/h.....	74
Obr. 6.3 Priebeh Machového čísla na rovine symetrie pre $Ma = 0,8$	74
Obr. 6.4 Priebeh tlakových strát v závislosti na rýchlosti a hmotnostnom prietoku.....	76
Obr. 6.5 Rozloženie celkového tlaku na rovine symetrie geometriu s deflektormi pre rozdielne Machové čísla a redukovaný hmotnostný prietok $Mr = 6360$ kg/h.....	77
Obr. 6.6 Rozloženie celkového tlaku na rovine symetrie geometriu bez deflektorov pre rozdielne Machové čísla a redukovaný hmotnostný prietok $Mr = 6360$ kg/h.....	78
Obr. 6.7 Priebeh distorzie v závislosti na Machovom čísle a redukovanom hmotnostnom prietoku.....	80
Obr. 6.8 Porovnanie rozloženia celkového tlaku pre geometriu s deflektormi a bez nich na rovine AIP pre redukovaný hmotnostný prietok $Mr = 6360$ kg/h.....	80
Obr. 6.9 Porovnanie rozloženia celkového tlaku pre geometriu s deflektormi a bez nich na rovine AIP pre redukovaný hmotnostný prietok $Mr = 6360$ kg/h a rozdielne rýchlosti	81
Obr. 6.10 Pathlines vstupného ústrojenstva pre geometriu bez deflektorov pri $Ma = 0,8$ a $Mr = 6360$ kg/h.....	82
Obr. 6.11 Priebeh tlakových strát pri vplyve deflektorov pre rozdielne rýchlosti	83

Obr. 6.12 Porovnanie súčiniteľa odporu lietadla pre geometriu s deflektormi a bez nich pre celý rozsah rýchlostí pri redukovanom hmotnostnom prietoku $M_r = 6360 \text{ kg/h}$	84
Obr. 6.13 Porovnanie navrhnutej geometrie s NACA vstupom (vľavo) a vstupným ústrojenstvom typu S-duct (vpravo)	84
Obr. 6.14 Priebeh tlakových strát pre NACA vstup a S-duct v závislosti na rýchlosti.....	85
Obr. 6.15 Priebeh kritéria distorzie DC60 pre NACA vstup a S-duct pre rozdielne rýchlosti	86

ZOZNAM TABULIEK

Tab. 2.1 Porovnanie súčasných riadených striel s plochou dráhou letu osadených NACA vstupom	34
Tab. 4.1 Jednotkové súradnice zakrivenej a rovnej podlahy.....	47
Tab. 4.2 Jednotkové súradnice obrysu NACA vstupu	47
Tab. 4.3 Jednotkové súradnice profilu na hrane do sacieho kanála	48
Tab. 4.4 Jednotkové súradnice jednotlivých parametrov deflektora.....	49
Tab. 5.1 Charakteristické hodnoty navrhnutého sacieho kanála	53
Tab. 5.2 Charakteristické hodnoty navrhnutého NACA vstupu	53
Tab. 5.3 Pomenovanie jednotlivých plôch pre sprehľadnenie práce.....	60
Tab. 5.4 Nastavenia funkcie „Building Diagnostic Topology“	60
Tab. 5.5 Nastavenia funkcie " Global Mesh Size "	61
Tab. 5.6 Nastavenia funkcie "Shell Meshing Parameters"	61
Tab. 5.7 Nastavenia funkcie "Volume Meshing Parameters"	62
Tab. 5.8 Nastavenia funkcie "Prism Meshing Parameters"	62
Tab. 5.9 Individuálne nastavenie plôch v "Part Mesh Setup"	63
Tab. 5.10 Nastavenia funkcie „Smooth Mesh Globally“	64
Tab. 5.11 Nastavenie funkcie "Split Prisms"	65
Tab. 5.12 Nastavenie funkcie "Redistribute Prism Edge"	65
Tab. 5.13 Nastavenie funkcie "Smooth Mesh Globally" pre vyhladenie prvkov TETRA	65
Tab. 5.14 Nastavenie funkcie "Smooth Mesh Globally" pre vyhladenie celej výpočtovej siete	66
Tab. 5.15 Zadané okrajové podmienky	66
Tab. 5.16 Výpočtové prípady s nulovým uhlom nábehu a vybočenia	69
Tab. 5.17 Výpočtové prípady s nenulovým uhlom nábehu a vybočenia	69
Tab. 5.18 Rozloženie rýchlosti do jednotlivých komponentov súradnicového systému pre nenulové uhly nábehu a vybočenia	70
Tab. 5.19 Skutočné hmotnostné toky pre jednotlivé výpočtové prípady	71
Tab. 6.1 Tlakové straty pre prípady s nulovým uhlom nábehu a vybočenia.....	75
Tab. 6.2 Tlakové straty pre prípady s nenulovým uhlom nábehu a vybočenia.....	75
Tab. 6.3 Kritérium distorzie DC_{60} pre prípady s nulovým uhlom nábehu a vybočenia.....	79
Tab. 6.4 Kritérium distorzie DC_{60} pre prípady s nenulovým uhlom nábehu a vybočenia.....	79
Tab. 6.5 Porovnanie vplyvu deflektorov na tlakové straty pre redukovaný hmotnostný prietok $M_r = 6360 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-1}$	83
Tab. 6.6 Porovnanie tlakových strát pre NACA vstup a S-duct	85
Tab. 6.7 Kritérium distorzie DC_{60} pre NACA vstup a S-duct.....	86

DOPLŇUJÚCE ZADANIE

Doplnění zadání diplomové práce s názvem

„Návrh sacího kanálu turbínového motoru v provedení NACA vstup“

Pro bezpilotní létající prostředek dle Obr. 1 a přiložené geometrie ve formátu stp navrhnete kanál sání turbínového motoru. Poloha motoru uvnitř trupu je definována vstupní částí, jejíž poloha nemůže být měněna. Vzhledem k požadavku na co nejmenší čelní plochu bezpilotního prostředku je požadováno řešení pomocí NACA vstupu. V každém případě musí kanál splňovat níže uvedená kritéria pro podmínky: ISA SL, $Ma = 0.2$ a ISA SL+1000m, $Ma = 0.8$ a průtok vzduchu $M_r = 6500 \text{ kg.h}^{-1}$:

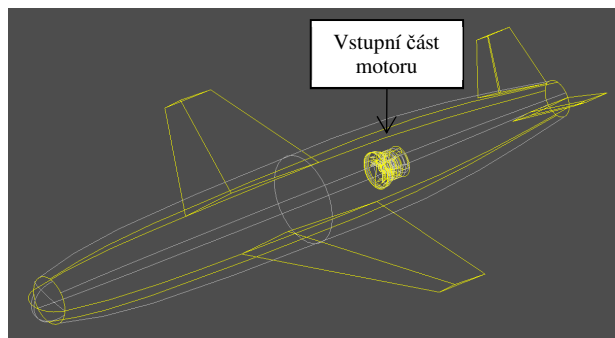
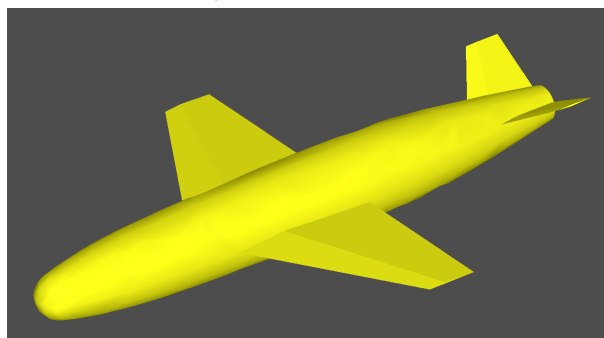
- maximální tlaková ztráta: 3%
- maximální distorze proudu na vstupu do kompresoru: $DC_{60} \geq -0.5$

Kritérium DC_{60} je vyjádřeno vztahem: $DC_{60} = \frac{p_{c \min, AIP}^{60} - p_{c, AIP}^{360}}{p_{d, AIP}^{360}}$

kde: $p_{c \min, AIP}^{60}$ - celkový tlak vybraný jako minimální integrální hodnota ze všech segmentů roviny AIP (Aerodynamic Interface Plane) s vrcholovým úhlem 60°

$p_{c, AIP}^{360}$ - celkový tlak určený jako integrální hodnota z celé roviny AIP

$p_{d, AIP}^{360}$ - dynamický tlak určený jako integrální hodnota z celé roviny AIP



Obr. 1: Geometrie létajícího prostředku

Pro navržený kanál sání je požadován výpočet jednotlivých bodů jeho charakteristiky dle Tab. 1.

Ma [-]	$M_r [\text{kg.h}^{-1}]$		
0.2	3095	6360	6800
0.4	-	6360	6800
0.6	-	6360	6800
0.8	-	6360	6800

Tab. 1: Definice výpočetních bodů sacího kanálu

kde: Ma – Machovo číslo letu

M_r – redukovaný hmotnostní průtok vzduchu motorem

Poznámka: kanálem sání protéká fyzikální (skutečný) hmotnostní průtok, jenž je možné vyjádřit ze vzorce:

$$M_r = M \cdot \frac{101325}{p_{c,AIP}^{360}} \cdot \sqrt{\frac{T_{c,AIP}^{360}}{288.15}}$$

kde: M - fyzikální (skutečný) průtok vzduchu kanálem sání

$p_{c,AIP}^{360}$ - celkový tlak na rovině AIP

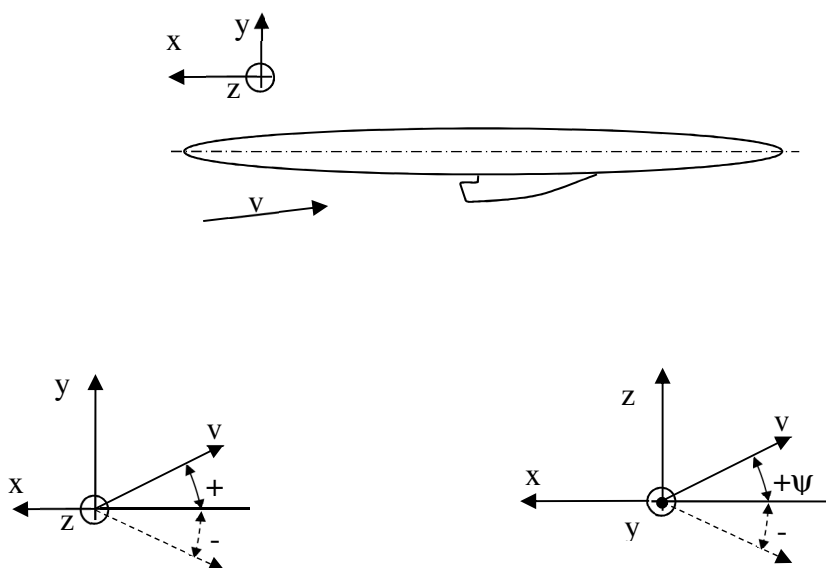
$T_{c,AIP}^{360}$ - celková teplota na rovině AIP

Pro vybrané provozní režimy dle Tab. 2 provést analýzu kanálu sání s uvažováním úhlů náběhu a vybočení:

Ma [-]	M _r [kg.h ⁻¹]	i [°]	Ψ [°]
0.2	6360	+10	0
0.8	6360	+2	±2
0.8	6360	-2	+2

Tab. 2: Výpočetní body s uvažováním úhlů náběhu a vybočení

Úhly i a Ψ jsou dle Obr. 2 definovány následovně:



Obr 2: Definice úhlů náběhu a vybočení

Rozhraní mezi kanálem sání a vstupní částí motoru je dáno jeho přírubou. Vstupní část motoru je před náběžnými hranami lopatek oběžného kola kompresoru tvořena konfuzorní částí, na kterou pak navazuje vlastní meridián kompresoru. Výpočtovou analýzu kanálu sání se doporučuje provádět i s touto vstupní částí včetně části meridiánu, jenž je součástí přiloženého 3D modelu.

První brněnská strojírna Velká Bíteš, a.s.

23.5. 2017